

| REPORT DOCUMENTATION PAGE   |                       |  |                                     | Form Approved OMB No. 0704-0188                              |   |
|---|-----------------------|--|-------------------------------------|--|---|
| Public reporting burden for this collection of information is estimated to average 1 hour per response, including the time for reviewing instructions, searching existing data sources, gathering and maintaining the data needed, and completing and reviewing the collection of information. Send comments regarding this burden estimate or any other aspect of this collection of information, including suggestions for reducing the burden, to Department of Defense, Washington Headquarters Services, Directorate for Information Operations and Reports (0704-0188), 1215 Jefferson Davis Highway, Suite 1204, Arlington, VA 22202-4302. Respondents should be aware that notwithstanding any other provision of law, no person shall be subject to any penalty for failing to comply with a collection of information if it does not display a currently valid OMB control number.<br><b>PLEASE DO NOT RETURN YOUR FORM TO THE ABOVE ADDRESS.</b>   |                       |  |                                     |  |   |
| 1. REPORT DATE (DD-MM-YYYY)<br>14-05-2010   |                       | 2. REPORT TYPE<br>Conference Proceedings |                                     | 3. DATES COVERED (From – To)<br>31 March 2009 - 2 April 2009 |   |
| 4. TITLE AND SUBTITLE<br><br>8th International Workshop on Magneto Plasma Aerodynamics  |                       |  |                                     | 5a. CONTRACT NUMBER<br>FA8655-09-1-5046                      |   |
|   |                       |  |                                     | 5b. GRANT NUMBER   |   |
|   |                       |  |                                     | 5c. PROGRAM ELEMENT NUMBER                                   |   |
| 6. AUTHOR(S)<br><br>Conference Committee  |                       |  |                                     | 5d. PROJECT NUMBER   |   |
|   |                       |  |                                     | 5d. TASK NUMBER  |   |
|   |                       |  |                                     | 5e. WORK UNIT NUMBER   |   |
| 7. PERFORMING ORGANIZATION NAME(S) AND ADDRESS(ES)<br>Institute of High Temperatures RAS<br>Izhorskaya str., 13/19<br>Moscow 127412<br>Russia   |                       |  |                                     | 8. PERFORMING ORGANIZATION<br>REPORT NUMBER<br><br>N/A       |   |
| 9. SPONSORING/MONITORING AGENCY NAME(S) AND ADDRESS(ES)<br><br>EOARD<br>Unit 4515 BOX 14<br>APO AE 09421  |                       |  |                                     | 10. SPONSOR/MONITOR'S ACRONYM(S)                             |   |
|   |                       |  |                                     | 11. SPONSOR/MONITOR'S REPORT NUMBER(S)<br>CSP 09-5046        |   |
| 12. DISTRIBUTION/AVAILABILITY STATEMENT<br><br>Approved for public release; distribution is unlimited. (approval given by local Public Affairs Office)  |                       |  |                                     |  |   |
| 13. SUPPLEMENTARY NOTES   |                       |  |                                     |  |   |
| 14. ABSTRACT<br><br>The Final Proceedings for 8th International Workshop on Magneto Plasma Aerodynamics, 31 March 2009 - 2 April 2009<br><br>1. Plasma Aerodynamics - Physics and Mechanics of Interaction Gas discharge plasma formation with high speed airflows resulting in desirable modification of the flow field and the corresponding change of the local and integral gas dynamics characteristics of the flow over aerodynamics bodies;<br>2. MHD flow/Flight Control - Effects of Magnetohydrodynamics (MHD) Interaction of the air-gas mixture flows with the external (applied) magnetic and electric fields resulting in significant redistribution of momentum and enthalpy fluxes to provide desirable modification of the flow field around high speed moving body and its trajectory in atmosphere;<br>3. Plasma Assisted Combustion - Ignition and Combustion Control mechanisms based on the strong impact of electrical discharge plasma on the ignition and combustion plasma chemistry as well as on combustion gas dynamics and mixing in premixed and non-premixed air/fuel streams;<br>4. Gas Discharges in High Speed Airflow - fundamental aspects of the interaction of gas discharge plasma and high speed airflows in the presence of limiting walls;<br>5. Physics and Mechanics of Shock Waves Propagation in Gas/Plasma systems - one of the fundamental aspects of Plasma Aerodynamics to understand basic physics of plasma/airflow interaction;<br>6. Related Topics - Miscellaneous problems partially involving main physical and chemical mechanisms and/or contributing to better understanding of the main topics listed above |                       |  |                                     |  |   |
| 15. SUBJECT TERMS<br>EOARD, Magnetohydrodynamic (MHD), Plasma Aerodynamics, Plasma Combustion   |                       |  |                                     |  |   |
| 16. SECURITY CLASSIFICATION OF:   |                       |  | 17. LIMITATION OF<br>ABSTRACT<br>UL | 18. NUMBER<br>OF PAGES<br><br>161                            | 19a. NAME OF RESPONSIBLE PERSON<br>SURYA SURAMPUDI              |
| a. REPORT<br>UNCLAS   | b. ABSTRACT<br>UNCLAS | c. THIS PAGE<br>UNCLAS                   |                                     |  | 19b. TELEPHONE NUMBER (Include area code)<br>+44 (0)1895 616021 |



*Основана в 1724 году*

**RUSSIAN ACADEMY OF SCIENCES  
SCIENTIFIC COUNCIL FOR DIRECT ENERGY CONVERSION  
SCIENTIFIC COUNCIL FOR FLUID MECHANICS  
SCIENTIFIC COUNCIL FOR LOW TEMPERATURE PLASMA PHYSICS**

**THE 8<sup>TH</sup> INTERNATIONAL WORKSHOP  
ON MAGNETO-PLASMA AERODYNAMICS  
(Abstracts)**

**MOSCOW  
31 MARCH - 02 APRIL 2009**

**Organized by Institute of High Temperatures of RAS  
In co-operation and sponsorship by:**



**RAS**



**RFBR**



**EOARD**

UDK 533.6.011:(533.95:537.84)

Proceedings the 8<sup>th</sup> Workshop on Magneto-Plasma Aerodynamics.  
Ed. V.A.Bityurin, Moscow, JIHT RAS, 2009, pp.161

© Joint Institute of High Temperature of Russian Academy of Sciences, 2009  
ISBN 5-201-09552-6

# Acknowledgments

We wish to thank the following for their contribution to the success of this conference:

Russian Academy of Sciences,

Russian Foundation for Basic Research,

European Office of Aerospace Research and Development, Air Force Office of Scientific Research, United States Air Force Research Laboratory ([www.london.af.mil](http://www.london.af.mil)).

### **Program Committee**

Aleksandrov A.F. (Russia)  
Alferov V.I. (Russia)  
Batenin V.M. (Russia)  
Bazhenova T.V. (Russia)  
Bityurin V.A. – Chairman (Russia)  
Bobashev S.V. (Russia)  
Borghi C. (Italy)  
Chernyi G.G. (Russia)  
Ishikawa M. (Japan)  
Giordano D. (The Netherlands)  
Khodataev K.V. (Russia)  
Laux C. (France)  
Lineberry J. (USA)  
Macheret S. (USA)  
Miles R. (USA)  
Tishkoff J. (USA)  
Vatazhin A.B. (Russia)

### **Local Committee**

Bityurin V. A  
Bocharova E. A.  
Klimov A. I.  
Kolesnichenko Yu. F.  
Kuznetsova T. N.  
Leonov S. B.  
Sukhov V. N.  
Semenova T. M.  
Son E.E.

## March 31, Tuesday

|                      |               |   |
|----------------------|---------------|---|
| 09.00 – 09.30        |               | <b>REGISTRATION</b>   |
| 09.30 – 09.45        | E.E. Son      | <b>OPENING.</b> V.A. Bityurin   |
| <b>09.45 – 13.00</b> |               | <b>SESSION 1. Plasma Assisted Combustion – 1, Chairman S.B. Leonov</b>  |
| 9.45 – 10.30         | C. Carter     | <b>High-Speed Propulsion Research.</b>  |
| 10.30 - 11.00        |               | <b>COFFEE BREAK</b>   |
| 11.00 – 11.30        | I.A. Kossyi   | <b>Gas Discharges with High Specific Energy Release Like Igniters of Closed Volumes or Fluxes of Combustible Gases.</b> N.K.Berezhetskaya, S.I.Gritsinin, A.M.Davydov, <u>I.A.Kossyi</u> , V.A.Kop'ev, N.M.Tarasova |
| 11.30 – 12.00        | G.V. Naidis   | <b>Ignition of Propane-Air Mixtures by RF Spark Discharge.</b> F. Auzas, M. Makarov, G. Naidis  |
| 12.00 – 12.20        | V.M.Shibkov   | <b>Ignition of Gaseous and Liquid Hydrocarbon Fuel under Conditions of High-Speed Air Streams with Help of a Surface Microwave Discharge.</b> V.M.Shibkov, L.V.Shibkova, A.A.Karachev, R.S.Konstantinovskij         |
| 12.20 – 12.40        | I.I. Esakov   | <b>Investigation of Initiated MW Discharge in Airflow and Its Mixture with Propane.</b> D.V.Bychkov, L.P.Grachev, I.I.Esakov, A.A.Ravaev  |
| 12.40 – 13.00        | E.S. Stockman | <b>Characterization of Microwave-Field-Enhanced Flame Propagation.</b> Emanuel S. Stockman, Sohail H. Zaidi, Richard B. Miles, Campbell D. Carter, Michael D. Ryan  |
| <b>13.00 – 18.00</b> |               | <b>POSTER SESSION – 1</b>   |
| 13.00 – 14.00        |               | <b>LUNCH</b>  |
| <b>14.00 – 15.40</b> |               | <b>SESSION 2. Plasma Assisted Combustion – 2, Chairman C. Carter</b>  |
| 14.00 – 14.20        | S.B. Leonov   | <b>Mixing and Ignition in High-Speed Flow by Long-Spark Discharge.</b> S. B. Leonov, Yu. I. Isaenkov, D.A.Yarantsev   |
| 14.20 – 14.40        | M.A. Bolshov  | <b>Measurements of the Parameters of Plasma-Induced Combustion by Diode Laser Absorption Spectroscopy.</b> <u>M.A. Bolshov</u> , Yu.A. Kuritsyn, V.V. Liger, V.R. Mironenko, S.B. Leonov, D.A. Yarantsev            |
| 14.40 – 15.00        | I.N. Kosarev  | <b>Plasma-Assisted Ignition of Ethane-Oxygen Mixtures at Moderate Pressures.</b> P.N. Sagulenko, V.I.Khorunzhenko, I.N. Kosarev   |

|                      |   |   |
|----------------------|---|---|
| 15.00 – 15.20        | Yu. D. Korolev  | <b>System for Plasma Assisted Combustion in Air-Hydrocarbon Mixtures Based on Nonsteady State Plasmatron.</b> Yu. D. Korolev, O. B. Frants, N. V. Landl, V. G. Geyman, I. A. Shemyakin, A. A. Enenko                                  |
| 15.20 – 15.40        | T. Ombrello   | <b>Lifted Flame Speed Enhancement by Plasma Excitation of Oxygen.</b> Timothy Ombrello, Sang Hee Won, and Yiguang Ju., Skip Williams  |
| 15.40 – 16.00        | <b>COFFEE BREAK</b>   |   |
| <b>16.00 – 17.00</b> | <b>SESSION 3. Plasma Assisted Combustion – 3, Chairman J. Tishkoff</b>      |   |
| 16.00 – 16.20        | S.A.Kamenshchikov   | <b>Cross Section Modification Influence on Combustion of Air – Propane Mixture.</b> S.A. Kameshchikov, V.A.Chernikov  |
| 16.20 – 16.40        | Yu.D. Korolev   | <b>Method of Microwave Discharge Sustainment in a System for Hydrocarbon Decomposition and Generation of Carbon Nanotubes.</b> Yu. D. Korolev, O. B. Frants, N. V. Landl, V. G. Geyman, A. G.Zerlitsyn, V. P. Shiyan, Yu. V. Medvedev |
| 16.40 – 17.00        | B.V. Postnikov  | <b>Methane Conversion in the Impulse-Periodic Discharge.</b> V.M. Fomin, A.I. Lebedev, K.A. Lomanovich, B.V. Postnikov  |
| <b>17.00 – 18.00</b> | <b>OPEN DISCUSSION on Plasma Assisted Combustion, S.B. Leonov, C.Carter</b> |   |
| 17.00 – 17.50        |   | E.A. Filimonova, A.S. Petrusev, V.V. Kyzenov, P.N.Sagulenko, V.L. Bychkov, I.B. Klement'eva, Firsov A.A., Yu.D.Korolev  |
| 17.50 – 18.00        | <b>S.B. Leonov, C.Carter</b>  | <b>SUMMARY</b>  |
|                      | <b>POSTER SESSION – 1 Papers</b>  |   |
|                      | E.A. Filimonova   | <b>About Low Temperature Inflammation of Propane and Acetaldehyde.</b> Bityurin V.A., Bocharov A.N., Filimonova E.A.  |
|                      | A.S. Petrusev   | <b>Numeric Algorithm for Combustion Modelling.</b> A.S. Petrusev  |
|                      | V.V. Kyzenov  | <b>The Developing of Numeric Algorithm of Hydrogen-Oxygen Mixture Ignition by Laser Plasma.</b> V.V. Kyzenov, A.S. Petrusev   |
|                      | P.N.Sagulenko   | <b>Nanosecond Barrier Surface Discharge: Application for Ignition of Combustible Mixtures.</b> P.N.Sagulenko, I.N. Kosarev, V.I.Khorunzhenko, S.M. Starikovskaia  |
|                      | V.L. Bychkov  | <b>Inflammation of Propane – Air Mixture with a Help of Gas Discharges.</b> N.V. Ardelyan, V.L. Bychkov, D.V.Bychkov, I.V. Kochetov, K.V. Kosmachevskii   |
|                      | I.B. Klement'eva  | <b>Influence of Electrical Discharge in External Magnetic Field on Gas Flow Structure and Mixing.</b> Klement'eva I.B., Bityurin V.A., Bocharov A.N.  |

|  |              |   |
|--|--------------|---|
|  | A.A. Firsov  | <b>Contactless Determination of Surface Temperature within the Supersonic Channel.</b> Leonov S.B., Savelkin K.V., Firsov A.A.                                      |
|  | Yu.D.Korolev | <b>Nonsteady-State Gas Discharge in low-Current Plasmatron for Plasma Assisted Combustion.</b> Yu.D.Korolev, O. B. Frants, N. V. Landl, V. G. Geyman, I. B. Matveev |
|  | Yu.D.Korolev | <b>Regimes of Discharge Burning in High-Speed Air/Hydrocarbons Flows.</b> B.V.Postnikov, K.A.Lomanovich, Yu. D. Korolev, O. B. Frants, N. V. Landl, V. G. Geyman    |

## April 1, Wednesday

|                      |   |   |
|----------------------|---|---|
| <b>9.00 – 9.30</b>   | <b>SESSION 4. Plasma Aerodynamics – 1, Chairman A.I. Klimov</b> |   |
| 9.00 – 9.30          | E.E. Son  | <b>Interaction Thermal Vortexes with a Flow.</b> E.E. Son, D.V. Tereshonok  |
| 9.30 – 10.00         | S.T. Surzhikov  | <b>Shock-Wave Structure of Rarefied Channel Flows with Direct Current Discharge and Magnetic Field.</b> S.T. Surzhikov, J.S.Shang                                       |
| 10.00 – 10.30        | D. Knight   | <b>Simulation of Microwave Energy Deposition in Air and Applications to Flow Control.</b> D. Knight, Y. Kolesnichenko, V. Brovkin, V. Lashkov and I. Mashek             |
| 10.30 - 11.00        | <b>COFFEE BREAK</b>   |   |
| <b>11.00 – 13.00</b> | <b>SESSION 5. Plasma Aerodynamics – 2, Chairman C. Sukhomel</b> |   |
| 11.00 – 11.30        | P.Yu. Georgievsky   | <b>Regimes of Flow over Bodies for Upstream Energy Deposition of Various Geometrical Configurations.</b> P.Yu. Georgievsky, V.A. Levin                                  |
| 11.30 – 12.00        | A.E. Lutsky   | <b>Influence of Energy Input Upstream the Model on the Base Pressure Values.</b> Lutsky A.E.  |
| 12.00 – 12.20        | A.N. Kucherov   | <b>A Stationary Heat Source in the Supersonic Flow.</b> Kogan M.N., Kucherov A.N.   |
| 12.20 – 12.40        | I. Moralev  | <b>Study of Plasma Actuator Driven by Surface HF Discharge.</b> Kasansky P., Klimov A., Moralev I.  |
| 12.40 – 13.00        | V.V. Golub  | <b>Supersonic Airflow around Airfoil with Sliding Discharge Initiation on its Surface.</b> A.S. Saveliev, V.S. Aksenov, S.A. Gubin, V.V. Golub, V.A. Sechenov, E.E. Son |
| <b>13.00 – 18.00</b> | <b>POSTER SESSION – 2</b>                                       |   |
| 13.00 – 14.00        | <b>LUNCH</b>  |   |



|                      |   |  |
|----------------------|---|--|
| <b>14.00 – 15.40</b> | <b>SESSION 6. MHD/PA Flow Control, Chairman V.A.Bityurin</b>              |  |
| 14.00 – 14.20        | D. D'Ambrosio   | <b>Coupled Maxwell/Navier-Stokes Simulation for Aerothermodynamics in Presence of Electromagnetic Fields.</b> D.D'Ambrosio, D. Giordano, D. Bruno  |
| 14.20 – 14.40        | A.A. Schmidt  | <b>Turbulence Effects in Supersonic MHD Flow about Cone-Cylinder.</b> Chernyshev A. S., Golovachov Yu.P., Schmidt A.A.   |
| 14.40 – 15.00        | A.B. Vatazhin   | <b>MHD Electric Power Generation at the Combustion in High Velocity Devices.</b> A.B. Vatazhin, O.V. Gouskov, M.K. Danilov, V.I.Kopchenov  |
| 15.00 – 15.20        | A.N. Kozlov   | <b>Theoretical Researches and Experimental Realization of the Quasi-Steady Plasma Accelerator with the Longitudinal Magnetic Field.</b> A.N. Kozlov  |
| 15.20 – 15.40        | V.V. Lukin  | <b>Mathematical Modeling of Jet Outflows Formation around Compact Objects with Accretion Disks.</b> Lukin V.V  |
| 15.40 – 16.00        | <b>COFFEE BREAK</b>   |  |
| <b>16.00 – 17.00</b> | <b>SESSION 7. Plasma Aerodynamics – 3, Chairmen V.M.Shibkov</b>           |  |
| 16.00 – 16.20        | I. A. Kossyi  | <b>Axisymmetric Electric Discharge as a Method for Gas Heating at Distance.</b> I. A. Kossyi, E.M.Barkhudarov, T.S.Zhuravskaya, V.A.Levin, V.V.Markov, N.A.Popov, M.I.Taktakishvili, S.M.Temchin |
| 16.20 – 16.40        | S.A.Dvinin  | <b>To a Theory of Gas Discharges in Free Space.</b> V.L. Bychkov, S.A. Dvinin  |
| 16.40 – 17.00        | N. E. Molevich  | <b>Vortex Structures in Excited Molecular Gas-Plasma Media.</b> N. E. Molevich, I.P. Zavershinsky, A.I.Klimov  |
| <b>17.00 – 18.00</b> | <b>OPEN DISCUSSION on Plasma Aerodynamics // A.I. Klimov, C. Sukhomel</b> |  |
| 17.00 – 17.50        |   | S.A. Medin, N. E. Molevich, V.M. Gubchenko, A.V.Erofeev, C.V.Bobashev, Sinkevich O.A., F. Kolesnikov, I.Moralev  |
| 17.50 – 18.00        | <b>A.I. Klimov, C. Sukhomel</b>   | <b>SUMMARY</b>   |
|                      | <b>POSTER SESSION - 2 Papers</b>  |  |
|                      | S.A. Medin  | <b>Computer Simulation of Hypersonic MHD Flow over Body at Finite Magnetic Reynolds Numbers.</b> E.V. Gubanov, A.P. Likhachev, S.A. Medin  |
|                      | N. E. Molevich  | <b>Autowave Solutions of the 1D and 2D Systems of Relaxation Gas Dynamic Equations with the Energy Source.</b> R. N. Galimov, V.G. Makaryan, N. E. Molevich                                      |

|  |                           |   |
|--|---------------------------|---|
|  | V.M. Gubchenko            | <b>On a New Parameter Governing Electromagnetic Interaction of the Magnetized Body with Incoming Hypersonic Plasma Flow. Non MHD Approach.</b> V.M. Gubchenko A.V. Smirnov                |
|  | A.V.Erofeev, C.V.Bobashev | <b>Supersonic Body Streamline at Near-Surface Gas Discharge.</b> A.V.Erofeev, T.A.Lapushkina, S.A.Poniaev, C.V.Bobashev   |
|  | O.A. Sinkevich            | <b>Space Solar Power Stations: Problems of Energy Generation and its Use on the Earth Surface.</b> Sinkevich O.A., Gerasimov D.N., Glazkov V.V., Ivanov P.P., Isakaev E.H., Chikunov S.E. |
|  | A.F. Kolesnikov           | <b>Aerothermodynamics of Inductively Coupled Plasmas in RF-Plasmatron with Lengthened Discharge Channel.</b> A.F. Kolesnikov, A.N. Gordeev, S.A. Vasilevsky                               |
|  | I.Moralev                 | <b>Capacitive HF Discharge Interaction with Swirling Flow in a Tube.</b> Klimov.A., Moralev I., Minko K., Plotnikova M.   |

## April 2, Thursday

|                      |   |   |
|----------------------|---|---|
| <b>9.00 – 10.30</b>  | <b>SESSION 8. Plasma Kinetics – 1, Chairman Yu.F. Kolesnichenko</b> |   |
| 9.00 – 9.30          | Biswa N. Ganguly  | <b>Point-to-Plane Corona Discharge for High Speed Reacting Flow Visualization and Gas Temperature Measurement.</b> David L. Wisman, Biswa N. Ganguly                          |
| 9.30 – 10.00         | N.L. Aleksandrov  | <b>Numerical Simulation of Plasma-Assisted Ignition in CH<sub>4</sub>:Air Mixtures.</b> N.L. Aleksandrov, S.V.Kindysheva, E.N. Kukaev, S.M. Starikovskaia, A.Yu. Starikovskii |
| 10.00 – 10.30        | I.V. Kochetov   | <b>Modeling of Premixed Ethylene-Air Flow Ignition by Non-Uniform Non-Thermal Plasma.</b> A. P. Napartovich, I. V. Kochetov, S. B. Leonov                                     |
| 10.30 - 11.00        | <b>COFFEE BREAK, D/ Knight</b>                                      |   |
| <b>11.00 – 13.00</b> | <b>SESSION 9. Plasma Kinetics –2, Chairman D.Knight</b>             |   |
| 11.00 – 11.30        | A.N. Bocharov   | <b>Non-Equilibrium Effects in Hypersonic MHD Flow.</b> V.A. Bityurin, A.N. Bocharov, and N.A. Popov   |
| 11.30 – 12.00        | A.F. Kolesnikov   | <b>Mechanism of Ion Ambipolar Diffusion within Shock Wave Propagating in Weakly Ionized Thermal Nonequilibrium Gas.</b> A.F. Kolesnikov                                       |
| 12.00 – 12.20        | V.R. Soloviev   | <b>Surface Barrier Discharge Streamer and Relaxation Phase Modeling in Air.</b> V.R.Soloviev, V.M.Krivtsov  |

|                      |   |   |
|----------------------|---|---|
| 12.20 – 12.40        | A.A. Kudryavtsev  | <b>Simulation of External Voltage Waveform Influence on the Surface DBD Plasma Actuator in Air.</b> E.A.Bogdanov, A.A. Kudryavtsev, A.L.Kuranov, A.A. Savarovskiy           |
| 12.40 – 13.00        | Ph.I. Vysikailo   | <b>Analytical Model of Cumulation in Electric Wares in Supersonic Gas Flow.</b> Vysikailo Ph.I.   |
| <b>13.00 – 18.00</b> | <b>POSTER SESSION – 3</b>   |   |
| 13.00 – 14.00        | <b>LUNCH</b>  |   |
| <b>14.00 – 15.40</b> | <b>SESSION 10. Shock Waves, Chairman B. Ganguly</b>                         |   |
| 14.00 – 14.20        | I.A. Znamenskaya  | <b>Shock Wave Propagation along the Pulse Ionized Surface Area.</b> Znamenskaya I.A., Karatsuba A.S., Orlov D.M., Sysoev N.N.   |
| 14.20 – 14.40        | V.I. Yakovlev   | <b>Investigation of Mechanisms of Ionization and Energy Interchange in Non-Equilibrium Argon Plasma Behind a Shock Wave.</b> V.I. Yakovlev, T.A. Korotaeva                  |
| 14.40 – 15.00        | N.A. Vinnichenko  | <b>Modification of a Single Vortex Due to Local Excitation of an Internal Degree of Freedom.</b> N.A. Vinnichenko, A.V. Uvarov, A.I. Osipov                                 |
| 15.00 – 15.20        | A.S. Baryshnikov  | <b>Comparison of Shock Wave Propagation in the Stationary and Decay Plasma of the Glow Discharge in the Different Gases.</b> A.S.Baryshnikov, I.V.Basargin, M.V.Chistyakova |
| 15.20 – 15.40        | Yu.L. Serov   | <b>Interaction of Shock Waves with Plasma: Detonation of Explosives on the Basis of Nitro-Compounds (Nitroglycerine, Nitroglycol, Trotyl).</b> Yu.L. Serov                  |
| 15.40 – 16.00        | <b>COFFEE BREAK</b>   |   |
| <b>16.00 – 17.00</b> | <b>SESSION 11. Plasma Aerodynamics – 4. Chairman V.V.Golub</b>              |   |
| 16.00 – 16.20        | O. Azarova  | <b>The Role of Instabilities and Vortices in Interaction of Heat Inhomogeneities with Supersonic Blunt Body.</b> Olga Azarova, Yuri Kolesnichenko, Doyle Knight             |
| 16.20 – 16.40        | C.Yu. Pirogov   | <b>Absorption Modes of Power Laser Radiations in Air in a Mode of Light Detonation.</b> <u>Pirogov S.Yu.</u> , Yuriev A.S., Belyanin D.G.                                   |
| 16.40 – 17.00        | V.N. Senchenko  | <b>System for Particles Parameters Measurement in High-Speed Heterogeneous Plasma Streams.</b> S.V. Gorjachev, E.H. Isakaev, V.N. Senchenko, V.F. Chinov, V. V. Shcherbakov |
| <b>17.00 – 18.00</b> | <b>OPEN DISCUSSION on MHD/PA and Shock Waves// V.A.Bityurin, V.V. Golub</b> |   |
| 17.00 – 17.50        |   | A.P. Likchachev, A.G.Oreshko, V.A. Belokogne, A.S. Yuriev, S.Yu. Pirogov, D.S. Baranov, V.V. Velikodny, A.A. Tsymbal, V.A.Kutlaliyev  |
| 17.50 – 18.00        | <b>V.A.Bityurin, V.V.Golub</b>  | <b>SUMMARY</b>  |

|  | <b>POSTER SESSION – 3 Papers</b> |  |
|--|----------------------------------|--|
|  | A.P. Likchachev                  | <b>On a Problem of Converging Shock Wave Stability in Thermodynamically Non-Ideal Media.</b><br>A.V. Konyukhov, A.P. Likhachev, V.E. Fortov  |
|  | A.G.Oreshko                      | <b>Research of a Ball Lighting in the Field of its Origin and Abnormal Passage of a Ball Lightning through Absorbers.</b> A.G.Oreshko  |
|  | V.A. Belokogne                   | <b>On the Refined Assessment of the One-Photon Entropy.</b> V.A. Belokogne   |
|  | V.A. Belokogne                   | <b>One More Non-Thermal Spacecraft Design Scheme.</b> V.A. Belokogne   |
|  | A.S. Yuriev                      | <b>Shock - Wave Frames before a Body at Effect on Filling Hypersonic Flow Counter Laser Radiation.</b> Yuriev A.S., Pirogov S.Yu., Filatov A.V., Typaev V.V  |
|  | S.Yu. Pirogov                    | <b>Shock - Wave Frame on an Input of External Compression Inlet at Energy Supply in Supersonic Undisturbed Flow.</b> Pirogov S.Yu., Yuriev A.S., Makhrov A.S., Typaev V.V.   |
|  | D.S. Baranov                     | <b>Experimental Observation of Non-Preionized Airflow in Magnetic Field,</b> V.I.Alferov, A.V. Podmazov, V.S.Tikhonov, A.A. Tikhonchuk, D.S. Baranov, V.A. Bityurin, A.N. Bocharov, S.S. Bychkov, S.V. Gorachev            |
|  | V.V. Velikodny                   | <b>Research of the Erosive Discharge in Supersonic Stream of Electrolit Drops in Air for the Purpose of Burning Stabilization of Kerosene in the Jet Engine.</b> Bityurin V.A., Bykov A.A., Velikodny V.Ju., Samuolis I.A. |
|  | A.A. Tsymbal                     | <b>Extra Heat Energy Release and New Chemical Elements Creation in Vortex Al-H<sub>2</sub>O Plasmoid Reactor.</b> A.I. Klimov, A.V. Grigorenko, A.A. Tsymbal, I.A. Moralev, B.N. Tolkunov, L.B.Polyakov                    |
|  | V.A.Kutlaliyev                   | <b>Study of Interaction of Long-lived Plasma-Chemical Formations with External EM Radiation.</b> Kutlaliyev V.A., Klimov A.I., Moralev I.A., Tolkunov B.N., Shibkov V.M., Yershov A.P., Surkont O.S.                       |

## GAS DISCHARGES WITH HIGH SPECIFIC ENERGY RELEASE LIKE IGNITERS OF CLOSED VOLUMES OR FLUXES OF COMBUSTIBLE GASES

*N.K.Berezhetskaya, S.I.Gritsinin, A.M.Davydov, S.Yu.Kazanstev, I.G.Kononov, I.A.Kosy, P.S.Kuleschov<sup>1</sup>,  
N.A.Popov<sup>2</sup>, A.M.Starik<sup>1</sup>, N.M.Tarasova, K.N.Firsov*

*A.M.Prokhorov General Physics Institute of RAS, Moscow, Russia*

<sup>1</sup>Центральный Институт Авиационного Моторостроения им. Баранова, Москва

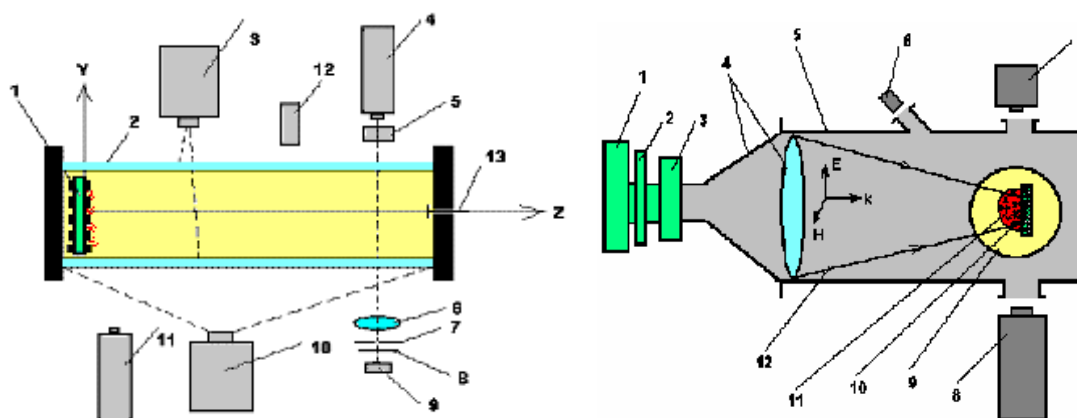
<sup>2</sup>Институт Ядерной Физики им. Д.В.Скобелева, МГУ, Москва

E-mail: [kosy@fpl.gpi.ru](mailto:kosy@fpl.gpi.ru)

The main goal of work is investigation of gaseous mixtures ignition caused by the electric discharges distinctive in that they have high specific energy release in a discharge volume, are sources of intense UV radiation introducing into the surrounding gas medium and have specific geometry of plasma which excites combustion.

Special setups were brought into operation in the General Physics Institute and cycle of experiments has been performed on the ignition of combustion in  $\text{CH}_4:\text{O}_2$  and  $\text{H}_2:\text{O}_2$  mixtures with the following electric discharges served the function of igniters:

- gliding high-current surface DC discharge along the multielectrode discharger (Fig.1);
- microwave discharge excited by powerful microwave beam on the metal-dielectric target (Fig. 2);



**Fig.1.** Scheme of reactor with combustible gas mixture ignition through the DC discharge. 1-multielectrode discharger; 2-chamber of reactor; 3,10- streak camera; 4-nitrogen laser; 5-telescope; 6-lens; 7-diaphragm; 8-filter UFS-6; 9-camera; spectrographs; 12-photomultiplier; 13-piezo-sensor.

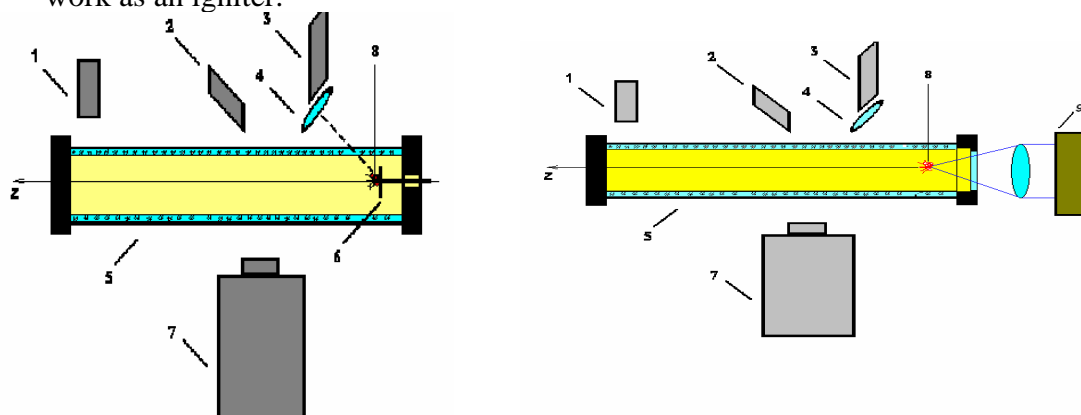
**Fig. 2.** Scheme of reactor with combustible gas mixture ignition through the microwave discharge. 1-magnetron; 2-attenuator; 3-circulator; 4-horn-lens antenna; 5-vacuum chamber; 6-photomultiplier; 7-spectrograph; 8-streak camera; 9-quartz cell; 10-metal-dielectric target; 11-microwave discharge and 12-microwave beam

- laser spark on the surface of metallic target (Fig. 3);
- freely localized in space laser spark (Fig. 4);
- microwave torch ;
- microwave ark .

Such a phenomena attendant on ignition through these dischargers have been observed and described:

- abnormally long-lived plasmoids coming into being in the discharge volume and living in gas medium up to beginning of volumetric “explosive” combustion in reactor and
- excitation of “incomplete-combustion” wave preceding the “explosive” volumetric combustion;

- possibility to ignite kerosene/air flux under conditions when standard spark plug does not work as an igniter.



**Fig. 3.** Scheme of reactor with combustible gas mixture ignition through the laser spark excited on the surface of metallic target. 1,2-photomultipliers; 3-nitrogen laser; 4-lens; 5-reactor chamber; 6-metallic target; 7-streak camera; 8-spark

**Fig. 4.** Scheme of experiment on combustion ignition through the freely localized laser spark. 1,2-photomultipliers; 3,4-spectrographs; 5-chamber of reactor (quartz); 7-streak camera; 8-spark; 9-chemical laser

The elucidation of “long-lived” plasmoids and “incomplete-combustion” wave nature is one of main objectives of presented paper.

### ГАЗОВЫЕ РАЗРЯДЫ С ВЫСОКИМ УДЕЛЬНЫМ ЭНЕРГОВЫДЕЛЕНИЕМ КАК ИНИЦИАТОРЫ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ ПОТОКОВ ГАЗА ИЛИ ЗАМКНУТЫХ ГАЗОВЫХ ОБЪЁМОВ.

*Н.К.Бережецкая, С.И.Грицинин, А.М.Давыдов, С.Ю.Казанцев, И.Г.Кононов, И.А.Косый, П.С.Кулешов<sup>1</sup>, Н.А.Попов<sup>2</sup>, А.М.Старик<sup>1</sup>, Н.М.Тарасова, К.Н.Фирсов*

Институт Общей Физики им. А.М.Прохорова РАН, Москва

<sup>1</sup>Центральный Институт Авиационного Моторостроения им. Баранова, Москва

<sup>2</sup>Институт Ядерной Физики им. Д.В.Скобельцына, МГУ, Москва

Содержание работы заключается в исследовании воспламенения газовых смесей, инициируемого электрическими разрядами, отличающимися высоким удельным энерговыделением, излучением интенсивного УФ и особенностями структуры и геометрии плазмы инициатора.

Для решения поставленных в работе задач в Институте Общей Физики РАН проведён цикл экспериментов по воспламенению метан-кислородных и водород-кислородных смесей с помощью следующих электроразрядных инициаторов:

- сильноточного скользящего вдоль многоэлектродной металл-диэлектрической системы разряда (Рис. 1);
- микроволнового разряда, возбуждаемого мощным микроволновым пучком на металл-диэлектрической поверхности (Рис. 2);
- лазерной искры на поверхности металлической мишени (Рис. 3);
- свободно локализованной в пространстве лазерной искры (Рис. 4);
- микроволнового факела;
- микроволновой дуги.

Наблюдены и описаны следующие присущие перечисленным инициаторам явления:

- появление аномально долгоживущих плазмидов, внедряющихся в газовую среду и живущих вплоть до объёмного «взрывного» воспламенения реактора;

- возбуждение волны «неполного сгорания», предшествующей объёмному «взрывному» воспламенению;
- воспламенение керосин-воздушного потока в условиях, когда стандартная искровая свеча не работает в качестве инициатора возгорания.

Выяснение природы наблюдаемых явлений – основная задача настоящей работы.

## IGNITION OF PROPANE-AIR MIXTURES BY RF SPARK DISCHARGE

*F. Auzas<sup>1</sup>, M. Makarov<sup>1</sup>, G. Naidis<sup>2</sup>*

<sup>1</sup> Renault S.A.S, 1 avenue du Golf, 78288 Guyancourt, France

<sup>2</sup> Joint Institute for High Temperatures RAS, 125412 Moscow, Russia, [gnaidis@mail.ru](mailto:gnaidis@mail.ru)

Results of numerical simulation of propane-air mixture ignition by one-electrode pulsed RF spark discharges are presented. The threshold conditions required for ignition are evaluated. It is shown that depending on discharge conditions and mixture composition, either spherical or cylindrical flame kernel is formed. The simulation results fit well the experimentally observed patterns.

1. A. Agneray et al. 28th ICPIG, July 15-20, 2007, Prague (Czech Republic), paper 3P10-01.
2. A. Agneray et al. 35th IEEE ICOPS, June 15-19, 2008, Karlsruhe (Germany), paper IP76.
3. M.S. Benilov and G.V. Naidis, IEEE Trans. Plasma Sci. **31**, 488 (2003).

## ВОСПЛАМЕНЕНИЕ ПРОПАНО-ВОЗДУШНЫХ СМЕСЕЙ ВЫСОКОЧАСТОТНЫМ ИСКРОВОМ РАЗРЯДОМ

*Ф. Озас<sup>1</sup>, М. Макаров<sup>1</sup>, Г. Найдис<sup>2</sup>*

<sup>1</sup>Техноцентр Рено, Гианкур 78288, Франция

<sup>2</sup>Объединенный институт высоких температур РАН, Москва 125412, Россия

В работе представлены результаты моделирования зажигания пропано-воздушных смесей одноэлектродным высокочастотным импульсным разрядом. Структура разряда представляет собой индивидуальный тонкий плазменный канал или несколько одновременно формирующихся каналов [1,2]. Модель разряда, аналогичная разработанной в [3], позволяет оценить распределение линейной мощности энерговыделения  $Q$  вдоль оси  $z$  отдельного разрядного канала. Динамика процесса зажигания горючей смеси описывается путем численного решения системы уравнений газовой динамики и химической кинетики, в приближении эффективной одностадийной реакции окисления пропана.

Показано, что воспламенение в окрестности точки  $z_0$  на оси канала происходит только в случае, когда величина  $Q(z_0)$  превосходит некоторое пороговое значение  $Q_{\text{ign}}$ , зависящее от внешних условий - давления, длительности разряда, коэффициента избытка воздуха. Поскольку  $Q$  монотонно убывает по мере удаления от электрода, воспламенение происходит в первую очередь вблизи электрода. В зависимости от внешних условий возможны различные режимы воспламенения. Если условие  $Q(z) > Q_{\text{ign}}$  выполняется только вблизи электрода, то зажигание локализовано в небольшом объеме и распространение пламени происходит как от сферического источника. Если же воспламенение происходит вдоль почти всего канала, то характер распространения пламени на начальной стадии соответствует цилиндрическому источнику воспламенения, с последующим перекрытием областей горения, распространяющихся



от индивидуальных каналов. Полученная при моделировании картина формирования очагов воспламенения и распространения пламени отвечает наблюдаемой в эксперименте [2].

### **IGNITION OF GASEOUS AND LIQUID HYDROCARBON FUEL UNDER CONDITIONS OF HIGH-SPEED AIR STREAMS WITH HELP OF A SURFACE MICROWAVE DISCHARGE**

*V.M.Shibkov, L.V.Shibkova, A.A.Karachev, R.S.Konstantinovskij*

Faculty of Physics, Moscow State University, Moscow, Russian, [shibkov@phys.msu.ru](mailto:shibkov@phys.msu.ru)

The study of the ignition and combustion of hydrogen-containing mixtures under low-temperature plasma conditions is of importance from various standpoints: it is necessary to carry out both fundamental research in the mechanism and kinetics of atom-molecule reactions in a strong electric field and an analysis of a variety of applied problems, including the optimization of plasma chemical processes. One practical problem is to develop the physical principles of the scramjet. In order to diminish the engine length, it is necessary to ensure a rapid space ignition of the high-velocity hydrocarbon flow. To do this, it is necessary to minimize the induction period.

It is known, that ignition of combustible gaseous mixtures can be realized or due to heating of gas to high temperature (thermal autoignition), or because of additional creation of radicals and active particles under condition of gas discharge plasma. Finding-out of the mechanisms responsible for ignition at the presence of non-equilibrium low-temperature plasma of the gas discharge at high values of the reduced electric field, is one of the principal goals of the investigations.

The mechanism of the gas-phase oxidation of various combustible gases, including hydrocarbons and hydrogen, has been thoroughly studied, with the emphasis on their ignition mechanism. The great majority of publications in this field have dealt with factors determining the induction period preceding the ignition event. In recent decades, there has also been much literature discussing the possibility of effectively controlling combustion processes by various physical means [1-3]. In a number of works, it is suggested to initiate ion-molecule and ion-atom reactions using low-temperature gas-discharge plasma.

However, the ignition kinetics under low-temperature gas-discharge plasma conditions, which are established at large values of the reduced electric field, is not completely understood even for the rather simple model hydrogen-oxygen system. Therefore, for a deeper insight in the physicochemical processes occurring at initiation of the ignition of gaseous and liquid hydrocarbon fuel with help of the low-temperature plasma, both experimental study and theoretical investigation of the effect of a gas discharge on the ignition event should be fulfilled.

The results of researches of low-temperature non-equilibrium microwave plasmas in still air and in supersonic streams of the air and hydrocarbon-air fuel which have been fulfilled at Physical Faculty of the Moscow State University within last several years are submitted in the paper [4-17].

Experiments were carried out on the installation consisting of a vacuum chamber, a receiver of a high pressure of air, a receiver of a high pressure of propane, a system for mixing propane with air, a system for producing a supersonic gas flow, magnetron generator, system for delivering microwave power to the chamber, cylindrical and rectangular aerodynamic channels, sources of high-voltage pulses, a synchronization unit, and a diagnostic system. The basic component of the experimental setup is an evacuated metal cylindrical chamber, which serves simultaneously for supersonic flow creation, and as a tank



for the expiration of gases or combustion products. The inner diameter of the vacuum chamber is 1 m, and its length is 3 m.

A high-speed flow was produced by filling the vacuum chamber with air through a specially profiled Laval nozzle mounted on the outlet tube of the electromechanical valve and designed for Mach number of  $M < 2$ . The microwave source is a pulsed magnetron generator operating in the centimeter wavelength range. The parameters of the magnetron generator are as follows: the wavelength is  $\lambda = 2.4$  cm, the pulsed microwave power is  $W_p < 100$  kW, the pulse duration is  $\tau = 1\text{--}200$   $\mu\text{s}$ , and the period-to-pulse duration ratio is  $Q = 1000$ . The vacuum system of the chamber allows us to vary the pressure over a wide range from  $10^{-3}$  to  $10^3$  Torr.

The microwave discharge created on an external surface of the quartz antenna at high pressures of air when frequency of collisions of electrons with molecules is much greater of circular frequency of an electromagnetic field is investigated. In these conditions a surface microwave discharge consists of system of thin plasma channels with the transversal sizes 0,1-0,2 mm. Dynamics of development of a surface microwave discharge is investigated, thus dependences of the longitudinal size of the discharge, and also longitudinal speed of its propagation on microwave power and pulse duration are measured. It is shown, that in an initial stage of discharge formation the longitudinal speed of its propagation reaches 2-30 km/s and at high air pressures of  $p > 30$  Torr the wave of breakdown is the main mechanism providing distributions of the discharge.

Gas dynamical perturbations arising in a vicinity of the dielectric antenna on which the surface microwave discharge is created at high air pressures are investigated. The time course of gas temperature is determined at various values of microwave power. It is shown, that at atmospheric air pressure at a stage of the discharge formation the gas is heated up with a rate of 30-70 K/ $\mu\text{s}$ . Electron density in plasma channels at atmospheric pressure does not exceed  $10^{16}$   $\text{cm}^{-3}$ . Evolution of the shock waves arising under conditions of a surface microwave discharge at various pressure of surrounding gas, microwave power and pulse duration is investigated. It is shown, that near to the antenna speed of a shock wave propagation reaches of 1 km/s.

Fast plasma-stimulated ignition of thin films of liquid hydrocarbons is realized under conditions of a surface microwave discharge in motionless air. It is shown that the induction period changes from 5 up to 100  $\mu\text{s}$  depending on a microwave power. Ignition occurs on the antenna in the field of existence of a surface microwave discharge at the gas temperature which is not exceeding of 1000 K. Propagation velocity of forward border of intensive combustion area can reach of 300 m/s.

Influence of non-equilibrium plasma of a surface microwave discharge on processes of ignition of a supersonic propane-air stream with Mach number  $M=2$  is considered. Alcohol, gasoline and kerosene ignition under conditions of subsonic and supersonic air streams is investigated too.

The work was partially supported by the Russian Foundation of Basic Research (grant #08-02-01251), Russian Academy of Science (P-09 program) and CRDF Project # RUP-1514-MO-06.

## References

1. The International Workshop on Weakly Ionized Gases. //AIAA, USA, Colorado - 1997; Norfolk - 1998, 1999, Anaheim - 2001, Reno – 2002-2008, Orlando - 2009.
2. The International Workshops on Magneto- and Plasma Aerodynamics for Aerospace Applications. //High Temperature Institute of RAS, Russia, Moscow, 1999-2009.
3. The International Workshops "Thermochemical and Plasma Processes in Aerodynamics". //Hypersonic Systems Research Institute, Russia, St-Petersburg, 2003, 2004, 2006, 2008.

4. Shibkov V.M., Vinogradov D.A., et.al. //Moscow University Physics Bulletin, 2000, v.55, No.6, p.80.
5. Shibkov V.M., Aleksandrov A.F., et al. //Moscow University Physics Bulletin, 2004, v.59, No.5, p.64.
6. Konstantinovskii R.S., Shibkov V.M., Shibkova L.V. //Kinetics and Catalysis. 2005, v.46, No.6, p.775.
7. Shibkov V.M., Ershov A.P., Chernikov V.A., Shibkova L.V. //Technical Physics, 2005, v.75 No.4, p.455.
8. Shibkov V.M., Dvinin S.A., Ershov A.P., Shibkova L.V. //Technical Physics, 2005, v.75, No.4, p.462.
9. Shibkov V.M., Aleksandrov A.F., et al. //Plasma Physics Reports, 2005, v.31. No.9, p.795.
10. V.M.Shibkov, A.F.Alexandrov, A.V.Chernikov, et al., in Proceedings 43rd Aerospace Sciences Meeting, AIAA-2005-0779, p.1-8 (Reno, NV, USA).
11. Dvinin S.A., Shibkov V.M., Mikheev V.V. //Plasma Physics Reports, 2006, v.32, No.7, p.601-611.
12. Shibkov V.M., Dvinin S.A., Ershov A.P., et al. //Plasma Physics Reports, 2007, v.33, No.1, p.72-79.
13. L.V.Shibkova, //Moscow Univ. Physics Bulletin, Ser. 3, Phys. Astron., 2007, No 5, p.62-64.
14. L.V.Shibkova, Alcohol Ignition under Conditions of Surface Microwave Discharge in Air (Preprint No. 4, Physical Faculty, MSU, 2007).
15. L.V.Shibkova, "Physical Processes in Moving Plasma of Multicomponent Inert and Chemically Active Mixtures", Doctoral Dissertation (Phys. Math.) (JIHT RAS, Moscow, 2007).
16. A.F.Aleksandrov, V.M.Shibkov, and L.V.Shibkova. Moscow. //Univ. Physics Bulletin, Ser. 3, Phys. Astron., 2008, v.63, No 5, p.365-366.
17. A.F.Aleksandrov, V.M.Shibkov, and L.V.Shibkova. //Moscow Univ. Physics Bulletin, Ser. 3, Phys. Astron., 2008, v. 63, No 6, p.428-430.

### **ВОСПЛАМЕНЕНИЕ ГАЗООБРАЗНОГО И ЖИДКОГО УГЛЕВОДОРОДНОГО ГОРЮЧЕГО В УСЛОВИЯХ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ВОЗДУШНЫХ ПОТОКОВ С ПОМОЩЬЮ ПОВЕРХНОСТНОГО СВЧ РАЗРЯДА**

*В.М.Шибков, Л.В.Шибкова, А.А.Карачев, Р.С.Константиновский*  
Физический факультет МГУ имени М.В.Ломоносова, Москва, Россия,

Изучение процесса воспламенения и горения углеводородных смесей в условиях низкотемпературной плазмы важно как с точки зрения фундаментальных исследований механизмов и кинетики атомно-молекулярных превращений при наличии сильных электрических полей, так и с точки зрения оптимизации плазмохимических процессов и ряда прикладных аспектов. Одной из таких проблем является разработка физических принципов гиперзвукового прямоточного двигателя. Для уменьшения продольного размера прямоточного гиперзвукового двигателя необходимо в условиях высокоскоростных потоков обеспечить быстрое объемное воспламенение углеводородного топлива. Для этого необходимо максимально сократить время инициирования воспламенения.

Известно, что воспламенение горючих газообразных смесей может быть реализовано или из-за нагрева газа до высокой температуры (самовоспламенение), или из-за нетепловой наработки радикалов и активных частиц, осуществляемой внешним

источником энергии. Нахождение механизмов, ответственных за воспламенение газообразного топлива в присутствии неравновесной плазмы разряда при высоких значениях приведенного электрического поля является одной из главных целей работы.

Механизм окисления углеводородов в газовой фазе к настоящему времени достаточно хорошо разработан. Основное внимание уделяется механизмам воспламенения различных газообразных горючих. При этом в подавляющем числе работ рассматривались механизмы, определяющие время индукции смеси при самовоспламенении. Однако в научной литературе уже в течение нескольких десятилетий обсуждается вопрос о поиске возможных способов эффективного управления процессами горения с помощью различных физических воздействий [1-3]. В ряде работ предложено инициировать ион-молекулярные и ион-атомарные реакции с помощью низкотемпературной газоразрядной плазмы.

Однако к настоящему времени кинетика воспламенения даже такой достаточно простой модельной водород-кислородной смеси в условиях низкотемпературной плазмы газового разряда, существующей при высоких значениях приведенного электрического поля, остается не до конца ясной. Поэтому для более глубокого понимания физико-химических процессов, протекающих при инициировании воспламенения газообразного горючего с помощью низкотемпературной плазмы необходимо наряду с математическим моделированием проводить экспериментальные исследования влияния газового разряда на инициирование горения.

В данной работе кратко рассматриваются результаты исследований, выполненных за последнее время на физическом факультете МГУ имени М.В.Ломоносова, и посвященных изучению низкотемпературной плазмы СВЧ разрядов в неподвижном воздухе и в сверхзвуковом потоке воздуха и воздушно-углеводородных смесей [4-17].

Экспериментальная установка включает в себя вакуумную камеру, ресивер высокого давления воздуха, ресивер высокого давления пропана, систему для смешения пропана с воздухом, систему для создания сверхзвукового потока, магнетронный генератор, систему для ввода СВЧ энергии в камеру, прямоугольный аэродинамический канал, высоковольтный источник питания, систему синхронизации и диагностическую аппаратуру. Основой экспериментальной установки является откачиваемая металлическая цилиндрическая барокамера, которая одновременно служит как для обеспечения необходимого давления при исследовании свойств СВЧ разрядов в неподвижном газе, так и для создания сверхзвукового потока, а также в роли резервуара для выхлопных газов и продуктов горения. Внутренний диаметр вакуумной камеры равен 1 м, ее длина равна 3 м.

Сверхзвуковой поток создается при заполнении барокамеры воздухом через специально профилированное сопло Лавалья, рассчитанное для числа Маха потока  $M=2$ . Источником СВЧ излучения служит импульсный магнетронный генератор сантиметрового диапазона длин волн. Магнетронный генератор имеет следующие характеристики: длина волны  $\lambda=2.4$  см; импульсная СВЧ мощность  $W<200$  кВт; длительность импульса  $\tau=1-200$  мкс; скважность  $Q=1000$ . Вакуумная система позволяет проводить эксперименты в диапазоне давлений воздуха от  $10^{-3}$  до  $10^3$  Тор.

Исследован создаваемый на внешней поверхности кварцевой антенны СВЧ разряд при высоких давлениях воздуха, когда частота столкновений электронов с молекулами много больше круговой частоты электромагнитного поля. В этих условиях поверхностный СВЧ разряд состоит из системы тонких плазменных каналов с поперечными размерами 0,1–0,2 мм. Изучена динамика развития поверхностного СВЧ разряда, при этом измерены зависимости продольного размера разряда, а также продольной скорости его распространения от подводимой сверхвысокочастотной

мощности и длительности воздействия. Показано, что в начальной стадии формирования разряда продольная скорость его распространения достигает 2 – 30 км/с и при высоких давлениях воздуха  $p > 30$  Тор основным механизмом, обеспечивающим распространения разряда, является волна пробоя.

Исследованы газодинамические возмущения, возникающие в окрестности диэлектрической антенны, на внешней поверхности которой создается СВЧ разряд при высоких давлениях воздуха. Получен временной ход температуры газа при различных значениях подводимой мощности и показано, что в стадии формирования разряда при атмосферном давлении воздуха газ нагревается со скоростью 30-70 К/мкс. Концентрация электронов в плазменных каналах при атмосферном давлении не превышает  $10^{16} \text{ см}^{-3}$ . Изучена эволюция ударных волн, возникающих в условиях поверхностного СВЧ разряда при различных давлениях окружающего газа, длительностях воздействия и подводимых к разряду мощностях. Показано, что вблизи антенны скорость ударной волны достигает 1 км/с.

В условиях поверхностного СВЧ разряда в неподвижном воздухе реализовано быстрое плазменно-стимулированное воспламенение жидких углеводородов. Показано, что в зависимости от подводимой СВЧ мощности период индукции изменяется от 5 до 100 мкс, воспламенение происходит на антенне в области существования поверхностного СВЧ разряда при температуре газа, не превышающей 1000 К, скорость распространения передней границы области интенсивного горения около антенны достигает 300 м/с.

Исследовано влияние неравновесной плазмы поверхностного СВЧ-разряда на процессы воспламенения сверхзвукового пропан-воздушного потока с числом Маха  $M=2$  и спирта, бензина и керосина в условиях до- и сверхзвукового воздушного потока.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 08-02-01251), программы П-09 Президиума РАН и CRDF проект № RUP-1514-MO-06.

### INVESTIGATION OF INITIATED MW DISCHARGE IN AIRFLOW AND ITS MIXTURE WITH PROPANE

*D.V.Bychkov, L.P.Grachev, I.I.Esakov, A.A.Ravaev*

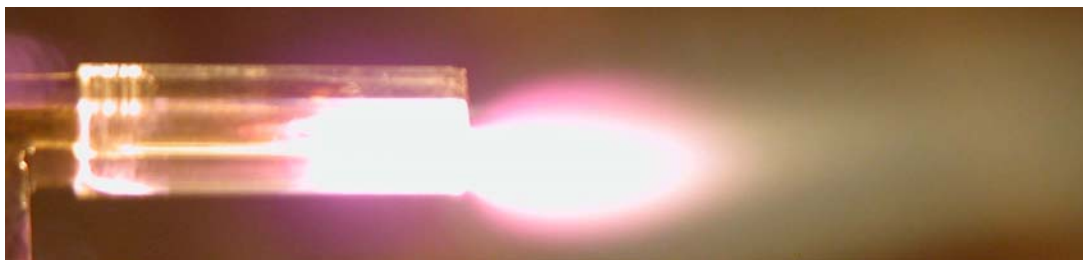
Federal state unitary Enterprise "Moscow Radiotechnical Institute RAS"  
117519, Moscow, [bychvl@orc.ru](mailto:bychvl@orc.ru)

Results of gas electric discharge in quasi-optical linearly polarized MW beam are presented; field level is substantially smaller than those of critical breakdown field.

The discharge is realized by tube linear electromagnetic vibrator. It burns in a stern area of the vibrator in a submerged high-speed stream of air or in its flammable mixture with propane. The stream flows into a hermetic working chamber of the experimental installation through an internal hole of the vibrator, on the stem end of which a short quartz tube is put for a stabilization of the stream parameters.

Initially we determined resonant features of such an electrodynamic initiating system. They were carried out in a motionless air. At that we determined maximum air pressure at which its breakdown was initiated with respect to a length of the vibrator.

Main experiments were carried out at flow velocities in a range of some hundreds meters per second. During them we made exposure of a discharge area and measured flow temperature in a discharge wake. Experiments have shown that MW discharge realization in air is possible in investigated range air stream velocity range at the field level by several tens of time smaller than its critical value. Below one can see a typical photo of the discharge. The stern end of EM vibrator is shown in it. EM radiation comes to it from above and a vector of its electric component is parallel to the initiator axis.



*Fig.1 Appearance of the discharge*

Realized discharge ignites and stabilizes a combustion area of a lean propane-air mixture at fuel excess coefficient in it by 5 times smaller than those limiting an inflammation area of the given mixture from below.

At that in this scheme the complete propane combustion takes place at flow velocities smaller about 200 m/s. A percentage of its combustion decreases at larger velocities of the flow.

Experiments have shown that stream thermal blocking and throttling effects are observed at flow velocities close to Mach number about unity.

## **ИССЛЕДОВАНИЕ ИНИЦИИРОВАННОГО СВЧ-РАЗРЯДА В ПОТОКЕ ВОЗДУХА И ЕГО СМЕСИ С ПРОПАНОМ**

*Д.В.Бычков, Л.П.Грачев, И.И.Есаков, А.А.Раваев*

Федеральное государственное унитарное предприятие «Московский радиотехнический институт РАН»,  
Москва, Россия, [bychvl@orc.ru](mailto:bychvl@orc.ru)

Представляются результаты исследования газового электрического разряда в квазиоптическом линейно поляризованном СВЧ-пучке с уровнем поля, существенно меньшим критического пробойного уровня. Разряд инициируется трубчатым линейным электромагнитным вибратором. Он горит в кормовой области вибратора в затопленной высокоскоростной струе воздуха или в его горючей смеси с пропаном. Струя истекает в герметичную рабочую камеру экспериментальной установки из внутреннего отверстия вибратора, на кормовой конец которого для стабилизации параметров потока надета короткая кварцевая трубка.

Первоначально в экспериментах определялись резонансные свойства такой электродинамической системы инициации. Они проводились в неподвижном воздухе. При этом определялось максимальное давление воздуха, при котором инициировался его пробой в зависимости от длины вибратора.

Основные эксперименты выполнялись при скоростях потока в диапазоне нескольких сотен метров в секунду. В них проводилась фоторегистрация разрядной области, и измерялась температура потока в спутном следе разряда. Опыты показали, что в исследуемом диапазоне скоростей потока воздуха возможно зажигание в нем СВЧ-разряда при уровне поля, в несколько десятков раз меньшем его критического уровня. Ниже приведена типичная фотография разряда. На ней показан кормовой конец ЭМ-вибратора. ЭМ-излучение на него поступает сверху и вектор его электрической составляющей параллелен оси инициатора.

Реализующийся разряд поджигает и стабилизирует область горения бедной пропан-воздушной смеси при коэффициенте избытка горючего в ней в 5 раз меньшем значения этого коэффициента, ограничивающего снизу зону воспламенения данной смеси. При этом в данной схеме при скоростях потока, меньших примерно 200 m/s,

## SESSION 1. Plasma Assisted Combustion – 1

происходит полное сгорание пропана. При больших скоростях процент его сгорания уменьшается.

Эксперименты показали, что при скоростях потока, соответствующих близким единице числам Маха, в данной схеме фиксируются эффекты термической блокировки и дросселирования струи.

### CHARACTERIZATION OF MICROWAVE-FIELD-ENHANCED FLAME PROPAGATION

*Emanuel S. Stockman, Sohail H. Zaidi, Richard B. Miles*

Princeton University, Princeton, NJ 08544

*Campbell D. Carter*

U.S. Air Force Research Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, Dayton, Ohio 45433

and

*Michael D. Ryan*

Universal Technology Corporation, Dayton, Ohio 45332

Microwave-field-enhanced flame propagation was quantified in a laminar, premixed CH<sub>4</sub>/air wall stagnation flat flame. Experiments were performed in a high-Q microwave cavity with the cavity tuned so that the maximum microwave field strength was located in the vicinity of the flamefront. Equivalence ratios were varied between  $\phi = 0.6$  and  $0.8$ . Laser diagnostics were performed to quantify temperature increase, the laminar flame speed enhancement, and changes in the OH radical concentration through filtered Rayleigh scattering, particle image velocimetry, and planar laser induced fluorescence, respectively. Both pulsed and CW microwave fields were employed, and in both cases the laminar flame speed was observed to increase. With a CW microwave field, flame-speed enhancement was roughly 15%; with the pulsed field, enhancement was less, around 6%. However, the average power of the pulsed microwave field was only 30 W, versus 1.3 kW for the CW field. These measurements indicate that microwave radiation may prove to be an effective means to non-invasively control and enhance flame stability.

## MIXING AND IGNITION IN HIGH-SPEED FLOW BY LONG-SPARK DISCHARGE

*S. B. Leonov, Yu. I. Isaenkov, D. A. Yarantsev*

JIHT RAS, Moscow, 125412, Russia

*A. C. Napartovich, I. V. Kochetov*

TRINITI, Troitsk, Moscow region, Russia

A subject of consideration is the dynamic of filamentary pulse discharge generated along contact zone of two co-flown gases. Experimental facility consists of blow-down wind tunnel PWT-50, system of the high-voltage pulse-repetitive feeding, and diagnostic equipment (schlieren device; pressure, voltage, current, radiation sensors; spectroscopic system; etc.) Typical parameters:  $p=0.2-1\text{Bar}$ , velocity  $M=0-2$ , pulse duration  $t=0.1-1\mu\text{s}$ , power release  $W=20-100\text{MW}$ .

Recently the effect of enormously fast turbulent expansion of the post-discharge channel was observed experimentally [1]. In this paper a result of parametrical study of the mixing efficiency due to instability development are discussed. The next announced item is that the discharge position and dynamics depend on the test parameters and physical properties of gases involved. The discharge properties are described for air, fuel, and reaction products based on experimental data.

The next problem encountered, particularly, in modeling plasma of inflammable gases is the necessity to combine approaches of high non-thermal plasma kinetics and of classic thermal combustion. Such unification was made by the authors [2] who showed numerically that for plasma ignition of ethylene-air mixture within a reasonable length of a supersonic flow rather high energy input per mass of gas flow is required (about  $210\text{ J/g}$ ).

We anticipate that usage of non-uniform (filamentary) plasma may accelerate essentially ignition of premixed fuel – air flows. To examine this assumption the model was developed for burning initiation by a series of periodically positioned transverse streamer-like discharges in approximation of distributed mixing of excited and non-excited gas streams. The model includes simulations of the discharge of a small radius in supersonic flow of ethylene-dry air mixture with followed gradual mixing of excited gas with main flow. At mixing time  $t(\text{mix})=100$  and  $t(\text{mix})=500\mu\text{s}$  the required reduced energy input is about  $40\text{ J/g}$ , that is remarkably lower than for uniform discharge.

1.S. Leonov, oth., AIAA Paper 2005-0159 and S. Leonov, oth. "Physics of Plasmas", v.15, 2007

2.Kochetov I. V., Leonov S. B., Napartovich A. P., High Energy Chemistry, **40**, 94, 2006

## СМЕШЕНИЕ И ЗАЖИГАНИЕ ТОПЛИВА В ВЫСОКОСКОРОСТНОМ ПОТОКЕ РАЗРЯДОМ В ФОРМЕ ДЛИННОЙ ИСКРЫ.

*С.Б.Леонов, Ю.И.Исаенков, Д.А.Яранцев (ОИВТРАН)*

А.П.Напартович, И.В.Кочетов (ТРИНИТИ)

Объектом исследования является динамика импульсного филаментарного разряда, генерируемого вдоль границы двух газов. Экспериментальная установка содержит аэродинамическую трубу PWT-50, высоковольтный импульсно-периодический генератор и измерительную систему (теневые измерения, электрофизические измерения, оптические измерения и т.д.) Характерные параметры эксперимента:  $p=0.2-1\text{Bar}$ , скорость потока  $M=0-2$ , длительность импульса  $t=0.1-1\mu\text{s}$ , импульсная мощность  $W=20-100\text{MW}$ .

Предполагается, что использование неоднородного разряда может существенно ускорить зажигание в смеси топлива и окислителя. В работе приведены экспериментальные данные и результаты расчетов времени зажигания и требуемой энергии при использовании периодически расположенных плазменных филаментов. Получен существенный (в несколько раз) выигрыш по требуемому энерговкладу по сравнению со случаем однородного и равновесного нагрева.

### MEASUREMENTS OF THE PARAMETERS OF PLASMA-INDUCED COMBUSTION BY DIODE LASER ABSORPTION SPECTROSCOPY

*M.A. Bolshoy, Yu.A. Kuritsyn, V.V. Liger, V.R. Mironenko*  
Institute for Spectroscopy RAS, 142190 Troitsk, Moscow reg., Russia  
*S.B. Leonov, D.A. Yarrantsev*  
Joint Institute for High Temperatures RAS,  
125412, Moscow, Izhorskaya, 13, bd.2 Russia

The tunable diode laser (DL) technique for remote sensing of the temperature and water vapor concentration of a hot zone is developed. The technique can be applied to the gaseous objects in which thermodynamic equilibrium is established. The temperature is evaluated from the ratio of different integrated absorption lines a tracer molecule. The H<sub>2</sub>O molecule was used as the tracer in our experiments because the water vapor is one of the major components of the combustion process. The following absorption lines of H<sub>2</sub>O in the 1.39  $\mu\text{m}$  region were used: 7189.344  $\text{cm}^{-1}$  ( $E'' = 142 \text{ cm}^{-1}$ ), 7189.541  $\text{cm}^{-1}$  ( $E'' = 1255 \text{ cm}^{-1}$ ), 7189.715  $\text{cm}^{-1}$  ( $E'' = 2005 \text{ cm}^{-1}$ ). The choice of these lines was dictated by the pronounced difference in the energies of low levels, which is of critical importance for the developed technique. Fast tuning of a single DL over the selected spectral range rather than probing of different absorption line with different DLs was used in our version of the technique. Relatively high intensities of the selected lines enabled detection of the direct absorption. The genuine differential scheme of the absorption intensity and algorithm of data processing were developed. The technique has been used for detection of the temperature, total pressure and water vapor concentration in the post-combustion zone of the experimental facility. The combustion in the hydrogen and air supersonic ( $M=2$ ) mixing flows was initiated and sustained by a plasma discharge. In the hot tail of the combustion zone the measured temperature was  $\sim 1050 \text{ K}$  and the water concentration  $\sim 21 \text{ Torr}$ . The high signal-to-noise ratio enabled to obtain the temporal profile of both parameters with the resolution of  $\sim 1 \text{ ms}$ . The precision of the temperature evaluation was estimated to  $\sim 40 \text{ K}$ .

### ДИСТАНЦИОННОЕ ИЗМЕРЕНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ УДАЛЕННОГО ОБЪЕКТА МЕТОДОМ ДЛС.

*Ю.А.Курицын, М.А.Большов, В.В.Лигер, В.Р.Мироненко.*  
Учреждение РАН Институт спектроскопии РАН,  
142190, г. Троицк Московской обл., ул. Физическая, 5  
*С.Б. Леонов, Д. А. Яранцев*  
ОИВТ РАН, 125412, Москва, Изжорская ул., 13, стр.2

С использованием абсорбционной спектроскопии с перестраиваемым диодным лазером разработана методика измерения температуры и содержания паров воды в нестационарной зоне горения. Методика основана на измерении в режиме сканирования линий поглощения молекул H<sub>2</sub>O: 7189.344  $\text{cm}^{-1}$  ( $E'' = 142 \text{ cm}^{-1}$ ), 7189.541  $\text{cm}^{-1}$  ( $E'' = 1255 \text{ cm}^{-1}$ ), 7189.715  $\text{cm}^{-1}$  ( $E'' = 2005 \text{ cm}^{-1}$ ). Выбор этих линий обусловлен значительной разницей в положении нижних уровней переходов, что принципиально



важно для выбранной методики измерения температуры объекта. Быстрая перестройка частоты лазера осуществлялась путём изменения тока инъекции. При частоте модуляции тока 1 кГц, температуре лазера 25°C и изменении инжекционного тока в пределах 10-120 мА перестройка длины волны составляла  $\sim 1.2 \text{ см}^{-1}$ . Выходная мощность лазера при этом изменялась в пределах 3-30 мВт. Относительно большие интенсивности использованных линий поглощения позволили работать в режиме измерения прямого поглощения. Разработаны дифференциальная схема измерения нестационарных спектров, методика первичной обработки спектров и получения данных о температуре и концентрации  $\text{H}_2\text{O}$  в зондируемой области. При обработке использовалась подгонка экспериментальных спектров симулированными на основе спектроскопических баз данных. Разработанная методика опробована на примере определения параметров горения водородного топлива в испытательной секции сверхзвуковой аэродинамической трубы при скоростях газовых потоков  $M=2$ . Для области горячего следа пламени получены среднее за время горения ( $\sim 50 \text{ мс}$ ) температура ( $\sim 1050 \text{ К}$ ) и парциальное давление паров воды ( $\sim 21 \text{ Торр}$ ). Хорошее отношение сигнал/шум позволило получить временную зависимость этих параметров с временным разрешением  $\sim 1 \text{ мс}$ . Оцененная точность определения температуры зондируемой области составляет  $\sim 40 \text{ К}$ .

## PLASMA-ASSISTED IGNITION OF ETHANE-OXYGEN MIXTURES AT MODERATE PRESSURES

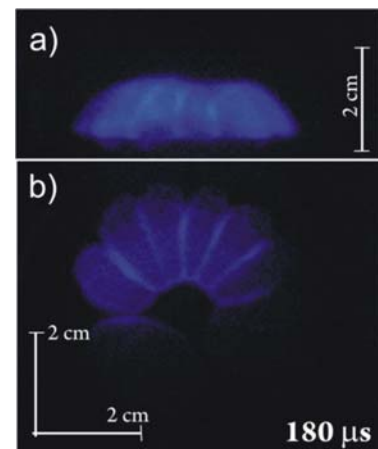
*P.N. Sagulenko, V.I. Khorunzhenko, I.N. Kosarev*

Physics of Non-Equilibrium Systems Laboratory, Moscow Institute for Physics and Technology, Moscow, Russia

At the present time the study of ignition by nonequilibrium low-temperature plasma is an actual problem. Previously, it was shown in [1,2] that the ignition delay time in hydrocarbon-oxygen mixtures could be shortened by the plasma of a homogenous nanosecond high-voltage discharge at relatively low ( $<1 \text{ atm}$ ) pressures in comparison with autoignition. For many applications (internal-combustion engines, etc.), it would be interesting to broaden the pressure range of plasma-assisted ignition to several atmospheres and tens of atmospheres. Thus, the next step is to extrapolate results obtained for nanosecond discharge ignition to higher pressures. A new installation was mounted to investigate ignition process at relatively high pressures (up to 5 atmospheres). In this work, ignition in a  $\text{C}_2\text{H}_6:\text{O}_2 = 2:7$  mixture at 1 atm and room temperature was studied. To initiate combustion two types of a one-pulse nanosecond discharge were used: a high-voltage sliding DBD and a streamer discharge in a “point-to-point” geometry. Ignition experiments with the streamer discharge were carried out in the geometry, which is similar to that described in [3].

Generator G5-15 was used to obtain both types of the discharge. The pulse duration was 25 ns at half-height. The voltage rise time was 5 ns and the amplitude was up to 15 kV in the cable.

The sliding DBD had a cylindrical geometry and was initiated between the high-voltage central bare electrode and grounded ring electrode covered with



**Fig. 1:** Example of experimental results. Exposure time is  $0.5 \mu\text{s}$ . a) - side view and b) - top view

dielectric layer. The diameter of the central electrode was 20 mm, the inner diameter of the ring electrode was 20 mm and its outer diameter was 25 mm.

We compared two regimes of ignition, the ignition of combustion by the one-pulse DBD and by the streamer discharge in the “point-to-point” geometry. Series of images were obtained by photographing the development of combustion waves with a high-speed ICCD camera. An optical system of mirrors was assembled to obtain both top-view and side-view images simultaneously in one shot (see, for example, Fig. 1). The LaVision Ultra Speed Star ICCD was used for high-speed photography. This camera allows to take 12 photos with a minimal exposure time of 0.5 ns and a minimal time of 1 ns between.

The work was partially supported by EOARD/CRDF (Projects RUP1-1513-MO-06).

1. I.N. Kosarev, N.L. Aleksandrov, S.V. Kidysheva, S.M. Starikovskaia, A.Yu. Starkovskii, “Kinetics of ignition of saturated hydrocarbons by nonequilibrium plasma: CH<sub>4</sub>-containing mixtures”, *Combustion and Flame*, vol. 154 (2008), pp. 569-586.
2. I.N. Kosarev, N.L. Aleksandrov, S.V. Kindysheva, S.M. Starikovskaia, A.Yu. Starikovskii, “Kinetics of ignition of saturated hydrocarbons by nonequilibrium plasma: C<sub>2</sub>H<sub>6</sub>- to C<sub>5</sub>H<sub>12</sub>-containing mixtures”, *Combustion and Flame*, vol. 156 (2009), pp. 221-233
3. S. V. Pancheshnyi, D. A. Lacoste, A. Bourdon, C. O. Laux, “Ignition of Propane–Air Mixtures by a Repetitively Pulsed Nanosecond Discharge”, *IEEE Transactions in Plasma Science*, vol. 34, No. 6, December, 2006.

## ПЛАЗМЕННО СТИМУЛИРОВАННЫЙ ПОДЖИГ ЭТАН-КИСЛОРОДНОЙ СМЕСИ ПРИ СРЕДНИХ ДАВЛЕНИЯХ

*И.Н. Косарев, П.Н. Сагуленко*

Московский физико-технический институт, Москва, Россия

В настоящее время является актуальной задача исследования инициации горения с помощью неравновесной плазмы наносекундного разряда. Ранее [1,2] было продемонстрировано сокращение времени поджига кислород - углеводородных смесей гомологического ряда при относительно низких давлениях. Однако, для большинства технических приложений, таких как автомобильная промышленность и аэродинамика, представляют интерес давления в десятки атмосфер, и следующим логическим шагом в исследовании данного вопроса является изучение поджига горючих газовых смесей при высоких давлениях. В данной работе была разработана установка по изучению процесса воспламенения при средних давлениях и комнатной начальной температуре. Исследовалось воспламенение этан-кислородной (2:7) смеси при 1 атм с помощью одиночного импульса скользящего наносекундного и стримерного разрядов при комнатной температуре. Эксперименты по поджигу одиночным стримерным разрядом проводились в геометрии, аналогичной описанной в работе [3].

Оба типа разряда были получены с помощью генератора ГИН Г5-15. Длительность импульса на полувывоте составляет 25 нс, время нарастания импульса - 5 нс, напряжение в линии – до 14 кВ.

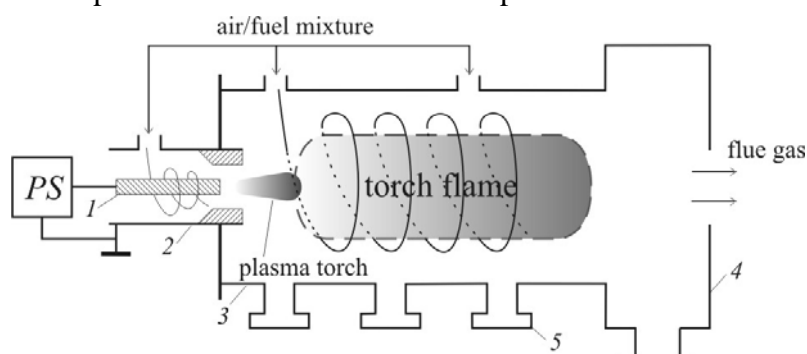
Скользящий разряд зажигался между высоковольтным оголенным центральным электродом и кольцевым заземленным электродом, скрытым под слоем диэлектрика из ПВХ, толщиной 0.75 мм. Диаметр центрального электрода составляет 20 мм, внутренний диаметр кольцевого электрода – 20 мм, внешний – 25 мм. Сравниваются режимы воспламенения при иницировании горения оинчным стримерным разрядом в геометрии «игла-игла» и скользящим наносекундным разрядом. Результаты были получены путем фотографирования распространения волны воспламенения с помощью высокоскоростной ПЗС камеры. Оптическая система зеркал позволяет

одновременную съемку развития и распространения волн горения сверху и сбоку. Например см. Рис.1. Для съемки использовалась камера La Vision Ultra Speed Star с возможностью получения 16 кадров с минимальным временем выдержки 0.5 мкс и минимальным временем между кадрами 1 мкс.

## SYSTEM FOR PLASMA ASSISTED COMBUSTION IN AIR-HYDROCARBON MIXTURES BASED ON NONSTEADY STATE PLASMATRON

*Yu. D. Korolev, O. B. Frants, N. V. Landl, V. G. Geyman, I. A. Shemyakin, A. A. Enenko*  
Institute of High Current Electronics RAS, Tomsk, 634055 Russia

Currently, the plasma assisted combustion systems are the subject of a great interest in a low-emission burning technologies [1]. This paper is focused on research of such a kind of technology as applied to gaseous hydrocarbons (methane, propane, and natural gas). Schematic arrangement of a system is shown in Fig. 1. The flame control is provided by means of so-called nonsteady state plasmatron [2]. A gas discharge in plasmatron burns between inner electrode 1 and outer electrode 2 due to a voltage of power supplier *PS*. A vortex gas (in general case an air/fuel composition) flows via the discharge plasma region so that the plasma torch is sustained at the plasmatron exit.



**Fig. 1.** Schematic arrangement of a system for plasma assisted combustion. 1 – inner electrode of a nonsteady-state plasmatron; 2 – grounded outer electrode of plasmatron; 3 – combustion chamber; 4 – unit for flue gas diagnostics; 5 – auxiliary windows.

The air/fuel composition is used up partly due to combustion process directly in the plasmatron nozzle. The rest of the composition burns in chamber 3 thus forming the torch flame. Typical gas expenditures correspond to several grams per second. Average electrical power dissipated in the plasmatron is about 100 W and the torch flame power is determined by the

gas flow velocity and a fuel calorific value.

One of the subjects of the investigation is to elucidate a correlation between the regimes of discharge burning in the plasmatron and the properties of the torch flame. Depending on the gas discharge regimes and plasmatron design, the conditions of complete hydrocarbons combustion and partial oxidation with obtaining  $H_2$  and CO have been demonstrated.

Beside that, a special attention has been devoted to investigation of the nonsteady-state discharge behavior in plasmatron. The operational regimes of the plasmatron demands specific rating characteristics of the power suppliers *PS* for the discharge sustainment. Based on the results of the discharge investigations the prototype of power supplier *PS* has been constructed and tested. These data are also presented in the paper.

The work was supported by the Russian Foundation for Basic Research under the Grants No 08-08-00121 and No 09-08-99063.

1. L. A. Rosocha, "Non-equilibrium plasma combustion technology applied to fuel efficiency and the environment," in *Plasma Physics Applied*, C. Grabbe, Ed. Kerala, India: Transworld Res. Network, 2006, ch. 3.
2. Yu. D. Korolev, O. B. Frants, N. V. Landl, V. G. Geyman, and I. B. Matveev, "Glow-to-Spark Transitions in a Plasma System for Ignition and Combustion Control," *IEEE Trans. Plasma Sci.*, vol. 35, no. 6, pp. 1651–1657, Dec. 2007.

### **СИСТЕМА ПЛАЗМЕННОГО ПОДДЕРЖАНИЯ ГОРЕНИЯ В СМЕСЯХ ВОЗДУХА С УГЛЕВОДОРОДАМИ НА ОСНОВЕ НЕСТАЦИОНАРНОГО ПЛАЗМОТРОНА**

**Ю.Д. Королев, О.Б. Франц, Н.В. Ландль, В.Г. Гейман, И.А. Шемякин, А.А. Ененко**

Институт сильноточной электроники СО РАН, Томск, 634055 Россия

**И. Б. Матвеев**

Applied Plasma Technologies McLean, VA, 22101 USA

В настоящее время проявляется значительный интерес к системам плазменного поддержания горения, применительно технологии сжигания с низкой эмиссией [1]. В данной статье представлены результаты исследований такого типа технологий для газообразных углеводородов. Схематическое изображение системы представлено на рис. 1. Управление процессом поддержания пламени обеспечивается так называемым нестационарным плазмотроном [2]. Питание разряда в плазмотроне, который горит между внутренним электродом 1 и внешним электродом 2, осуществляется источником *PS*. Завихренный газ (в общем случае топливно-воздушная смесь) подается в область газоразрядной плазмы, за счет чего на выходе плазматрона поддерживается плазменный факел.

Частичное сжигание топливно-воздушной смеси происходит за счет процесса горения непосредственно внутри сопла плазмотрона. Остаток смеси дожигается в камере 3, за счет чего формируется факел пламени. Типичные расходы газа соответствуют нескольким граммам в секунду. Средняя электрическая мощность, рассеиваемая в плазмотроне, составляет около 100 Вт, а мощность факела пламени определяется скоростью потока газа и теплотворной способностью топлива.

Одна из задач исследования состоит в выявлении связи между режимами горения разряда в плазмотроне и свойствами факела пламени. В зависимости от режимов разряда и конструкции плазмотрона продемонстрированы условия полного сгорания углеводородов и частичного окисления с получением  $H_2$  and  $CO$ .

Кроме того, особое внимание уделено исследованию поведения нестационарного разряда в плазмотроне. Режимы работы плазмотрона накладывают особые требования к параметрам источника питания *PS*. На основе результатов исследований разряда был сконструирован и испытан прототип источника питания *PS*. Эти данные также представлены в статье.

Работа поддержана грантами РФФИ № 08-08-00121 и № 09-08-99063.

## LIFTED FLAME SPEED ENHANCEMENT BY PLASMA EXCITATION OF OXYGEN

*Timothy Ombrello, Sang Hee Won, and Yiguang Ju*

Princeton University, Princeton, New Jersey, 08544

[ombrello@princeton.edu](mailto:ombrello@princeton.edu)

*Skip Williams*

Air Force Research Laboratory, Propulsion Directorate, WPAFB, Ohio 45433

Oxygen containing plasmas produce several species that have a greater oxidation potential than molecular oxygen in its  $^3\Sigma$  ground state. These species include O,  $O_3$  and  $O_2$  in metastable excited states, namely  $^1\Delta$  and  $^1\Sigma$ . In experiments that explore the enhancement of combustion processes with plasma, it has been difficult to isolate the various enhancement mechanisms. In this study, two oxygen containing plasma-produced species,  $O_3$  and  $O_2(a^1\Delta_g)$ , have been successfully produced in a microwave plasma and isolated in the afterglow, quantified and transported to  $C_3H_8$  and  $C_2H_4$  lifted flames. Significant kinetic enhancement by  $O_3$  and  $O_2(a^1\Delta_g)$  were observed for each flame by comparing flame stabilization locations with and without the plasma generated species. Atmospheric pressures were utilized to investigate the effects of  $O_3$  and showed up to a 10% enhancement in the flame speed for 1300 ppm of  $O_3$  addition to the  $O_2/N_2$  oxidizer of lifted  $C_3H_8$  flames. Numerical simulations showed that the  $O_3$  decomposition early in the preheat zone of the flame produced O which rapidly reacted with  $C_3H_8$  to abstract an H and lead to OH production. The subsequent reaction of the OH with fuel fragments produced  $H_2O$  and other stable species, yielding chemical heat release to enhance the flame speed. The effect of  $O_2(a^1\Delta_g)$  was studied at low pressure (27 Torr) and was isolated by adding NO to the plasma afterglow to eliminate  $O_3$ . For transport times on the order of one second in the presence of NO, the only remaining oxygen species were  $O_2(X^3\Delta_g)$  and  $O_2(a^1\Delta_g)$ . Under these conditions, the enhancement of  $O_2(a^1\Delta_g)$  could be studied in isolation, becoming an ideal source for combustion experiments. It was found that  $O_2(a^1\Delta_g)$  was a better oxidizer than  $O_2$  by significantly enhancing the propagation speed of  $C_2H_4$  flames. The present experimental results provide a deeper understanding of plasma-assisted combustion and a progression towards detailed plasma-flame kinetic mechanisms.

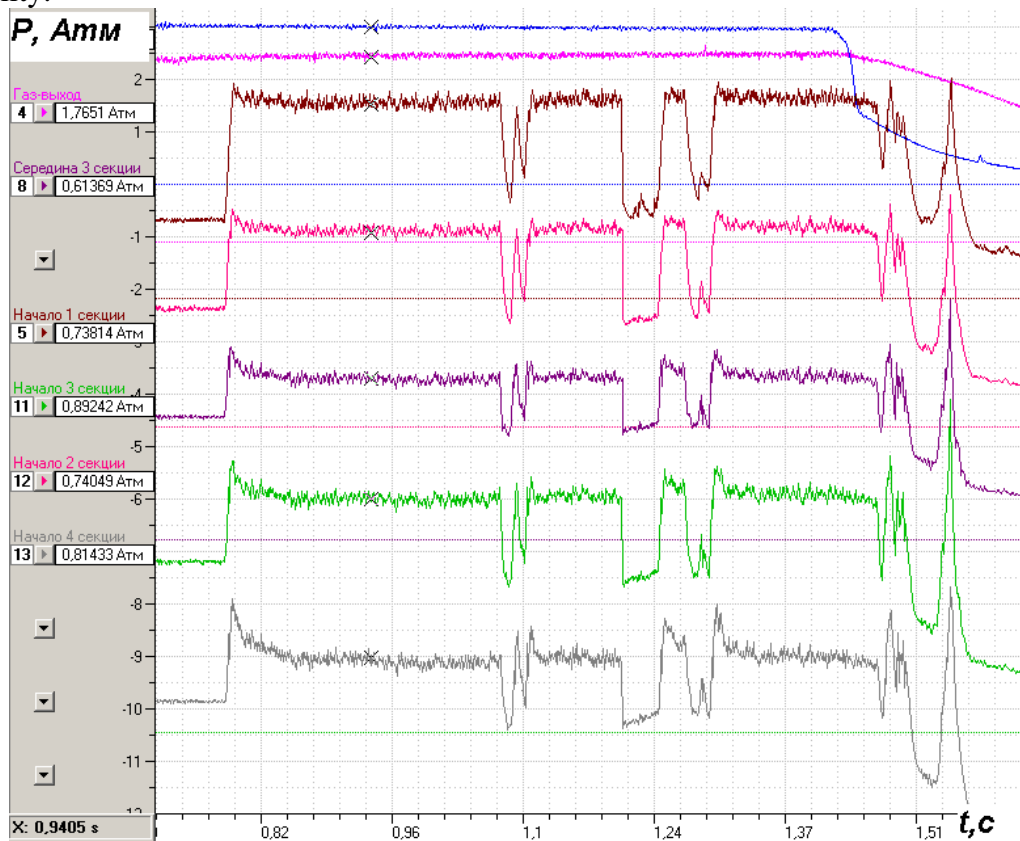
## CROSS SECTION MODIFICATION INFLUENCE ON COMBUSTION OF AIR – PROPANE MIXTURE

*S.A. Kameshchikov, V.A. Chernikov.*

Moscow State University of M.V.Lomonosov, physical faculty

There were made experiments of propane – air flow combustion optimization by cross section square leap. Flat rectangular wall of various heights was located in several divisions of channel athwart to flow. Linear dimensions of wall were: 15x23 mm<sup>2</sup>, 19x23 mm<sup>2</sup>, 24x23 mm<sup>2</sup> и 12x23 mm<sup>2</sup>. Mixture ignition was realized by two plasma sources: magneto – plasma compressor (MPC) of erosion type and constant current cross – longitudinal discharge (CLD). Plasma source was located in first division of channel in area after cross section first leap.

Mechanism of rectangular wall influence on combustion stability and intensity was determined for several longitudinal coordinates and wall heights. It was discovered, that in case of CLD plasma creation (pulse width was 1 s, voltage – 5 kV, current – 15 A) existence of cavern, made of wall and first leap, causes instability of combustion, connected with reverse stream velocity oscillation in cavern. Oscillation of pressure (Fig.1) and signal intensity of photoelectron detector in any section of channel were indicators of combustion instability.



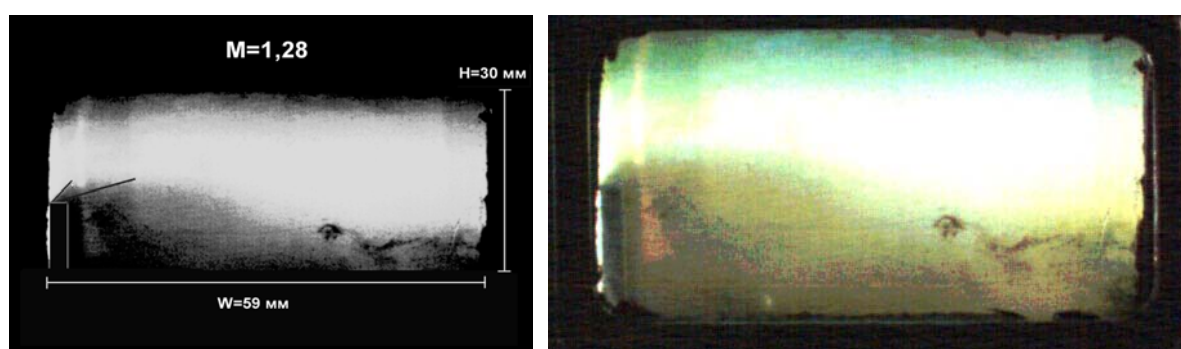
*Figure 1. Influence of instability on space distribution of pressure along the channel*

Cavern height increasing led to breakdown instability, connected with cavern pressure increasing, that led to growth of breakdown voltage. Rectangular wall replacement to distance of 30 sm from first leap (cavern expansion) led to effect elimination. Wall influence in that case is expressed just in creation of area of increased pressure and concentration of mixture components before the wall. That promotes local stabilization of combustion in the end of

first division. It was stated that negative influence of the wall is that the intensity combustion of 1.8 less than one without the wall.

Experiments, devoted to investigation of influence of rectangular wall on propane – air mixture ignition regime were made with using of MPC (plasma temperature is 10 000 K, electron concentration  $n_e=10^{16}$ , initial power - 7 mJ). Plasma active area combustion is realized while major mass cooling down to certain temperature is taking place. Then quick increase of chemical reactions velocity takes place. Energy of molecules dissociation exerts major influence because initial temperature of plasma is too high. It was stated that ignition stability decreases when rectangular wall is placed in channel. This effect can be explained while analyze of video camera shoots (Fig.2).

Flow of the hanging shock waves on the front and back edges of the rectangular wall leads to the increasing of the volume of the active area and to the additional reduction of the concentration of the reactive elements. This leads to more strict requests to the initial conditions.



**Figure 2.** Plasma flow of the rectangular wall. Exposition time - 5 ms.  
a) Picture after the graphic working b) original picture

Analysis of space profiles of pressure showed that the dominant mechanism, influenced on the time of induction of ignition, is the change of conditions of the propagating of the active area to the direction of the flow. It leads to the increasing of the ignition time. Linear estimate of the longitudinal coordinate of the volume ignition area showed the increase from 2,5 m to 4 m, that is approximately on 63%. This examination helps to make a conclusion about the reasonability of the sudden shortening of the channel cross section for reduction of the induction time of the volume ignition and intensification of combustion, initiated by MPC.

The work is done with the financial support of the complex program of scientific investigations of the Presidium RAS “Investigation of the substance in the extreme conditions” Subprogram 2 “Fundamental aspects of magneto plasma aerodynamic”.

## **ВЛИЯНИЕ МОДИФИКАЦИИ СЕЧЕНИЯ СВЕРХЗВУКОВОГО КАНАЛА НА ГОРЕНИЕ ВОЗДУШНО - ПРОПАНОВОЙ СМЕСИ**

*С.А. Каменщиков, В.А. Черников.*

Физический факультет МГУ им. М.В. Ломоносова.

Проведены экспериментальные исследования возможности оптимизации режимов горения пропан – воздушного потока при помощи изменения поперечного сечения сверхзвукового канала. В различных секциях канала размещалась нормально к направлению потока плоская прямоугольная стенка различной высоты с линейными размерами: 15x23 мм<sup>2</sup>, 19x23 мм<sup>2</sup>, 24x23 мм<sup>2</sup> и 12x23 мм<sup>2</sup>. Воспламенение смеси



осуществлялось при помощи двух источников плазмы: магнито — плазменного компрессора эрозионного типа (МПК) и продольно — поперечного дугового разряда постоянного тока (ППР). Источник плазмы размещался в первой секции канала в области за внезапным расширением сечения (обратным уступом).

Определен механизм влияния прямоугольной стенки на устойчивость и на интенсивность горения для различных продольных координат и при различной высоте стенки. Обнаружено, что при создании плазмы с помощью ППР (ширина импульса – 1с, напряжение – 5кВ, ток – 15 А) наличие каверны, образованной стенкой и обратным уступом канала вызывает неустойчивость горения связанное с колебаниями тангенциальной составляющей скорости обратного течения в каверне. Индикатором полученной неустойчивости являются колебания давления (рис.1), и интенсивности сигнала ФЭУ в любом сечении канала.

При увеличении высоты каверны появляется пробойная неустойчивость, связанная с увеличением давления в каверне, вызывающее возрастание пробойного напряжения. Перемещение прямоугольной стенки на расстояние более 30 см от уступа (расширение каверны) приводит к ликвидации указанных эффектов; влияние уступа сводится к созданию области повышенного давления и увеличению концентрации компонентов горючей смеси перед стенкой, что способствует локальной стабилизации горения в конце первой секции. Было выяснено, что отрицательное влияние прямоугольной стенки сводится к тому, что горение протекает в 1.8 раз менее интенсивно.

Выполнены эксперименты по исследованию влияния прямоугольной стенки на режим воспламенения сверхзвуковой пропан – воздушной смеси с применением МПК (температура плазмы – 10 000К, концентрация электронов –  $n_e=10^{16}$ , мощность - 7мДж). Взрыв активной области плазмы осуществлялся при остывании основной массы области до некоторой температуры взрыва, при которой происходило резкое нарастание скорости химических реакций. Так как начальный нагрев осуществляется до температуры 10 000 К, то решающее влияние оказывала энергия диссоциации молекул. Выяснено, что устойчивость воспламенения снижается при внесении прямоугольного уступа в канал, происходит сужение интервала допустимых соотношений стартового расхода пропана и воздуха. Эффект объясняется при анализе снимков скоростной камеры (рис.2).

Обтекание висячих скачков на передней и задних кромках прямоугольной стенки приводит к увеличению объема активной области и дополнительному снижению концентраций реагирующих веществ, что накладывает более строгие требования на начальные условия. Анализ пространственных профилей давления показал, что доминирующим механизмом, влияющим на время индукции воспламенения, является изменение условий переноса активной области по направлению потока, что приводит к возрастанию времени индукции воспламенения. Линейные оценки продольной координаты области взрыва показали увеличение с 2,5 м до 4 м, т.е. примерно на 63%. Проведенные исследования позволяют сделать вывод о целесообразности внезапного сокращения сечения канала для уменьшения времени индукции объемного воспламенения пропан – воздушной смеси и интенсификации интенсивности горения, инициированного магнито – плазменным компрессором.

Работа выполнена при финансовой поддержке комплексной программы научных исследований Президиума РАН «Исследование вещества в экстремальных условиях» Подпрограмма 2 «Фундаментальные аспекты магнитоплазменной аэродинамики».



## METHOD OF MICROWAVE DISCHARGE SUSTAINMENT IN A SYSTEM FOR HYDROCARBON DECOMPOSITION AND GENERATION OF CARBON NANOTUBES

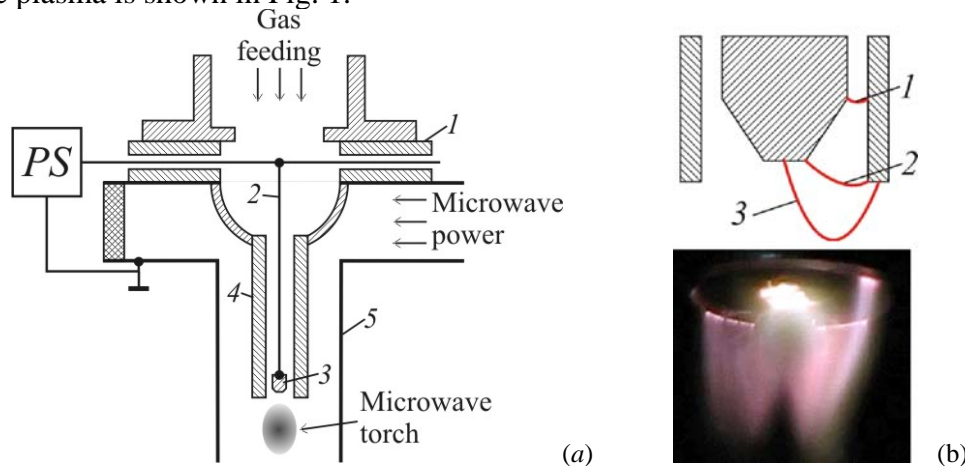
Yu. D. Korolev, O. B. Frants, N. V. Landl, V. G. Geyman

Institute of High Current Electronics RAS, Tomsk, 634055 Russia

A. G. Zerlitsyn, V. P. Shiyan, Yu. V. Medvedev

Institute of Nuclear Physics, Tomsk, Russia

The paper deals with the investigation of a method for sustainment of high-power microwave discharge in the installation for natural gas decomposition. The previous experiments had demonstrated that the microwave discharge plasma with a power level of several kW and frequency of 2.45 GHz served as efficient medium for production of carbon nanotubes. However, there is a problem in initiation of microwave discharge and in subsequent sustaining of the microwave discharge plasma. This problem has been solved by a usage of auxiliary low-power discharge, which generates an additional plasma in the area of microwave plasma torch. Different types of auxiliary discharges have been investigated. The experiments show that most suitable for the usage are the discharge regimes and the electrode system designs which look like so-called low-current nonsteady state plasmatron [1]. Schematic of the experimental installation equipped with a unit for generation of auxiliary discharge plasma is shown in Fig. 1.



**Fig. 1.** Experimental arrangement for sustainment of microwave discharge with a use of low-current nonsteady-state plasmatron and CCD frame of the discharge in plasmatron with exposition time of 30 ms.

(a) 1 – auxiliary flange; 2 – holder of plasmatron cathode; 3 – plasmatron cathode; 4 – plasmatron anode (inner conductor of coaxial waveguide); 5 – outer conductor of coaxial waveguide.

(b) (1 – 3) – different positions of a plasma channel in nonsteady-state plasmatron.

The microwave power is delivered via the rectangular waveguide and the coaxial waveguide. The electrode system of the auxiliary plasmatron is inserted in the reach-through hole of conductor 4. The designs of plasmatron electrodes can provide different location of the plasma channel. The sustainment of microwave discharge is most efficient when the plasma channel forms outside the hole of electrode 4 (position 3 in Fig. 2b). The paper presents the data on discharge investigations and on the regimes of carbon nanotubes production.

The work was supported by the Russian Foundation for Basic Research under the Grants No 08-08-00121 and No 09-08-99063.

1. Yu. D. Korolev, O. B. Frants, N. V. Landl, V. G. Geyman, and I. B. Matveev, “Glow-to-Spark Transitions in a Plasma System for Ignition and Combustion Control,” *IEEE Trans. Plasma Sci.*, vol. 35, no. 6, pp. 1651–1657, Dec. 2007.

## МЕТОД ПОДДЕРЖАНИЯ СВЧ – РАЗРЯДА В СИСТЕМЕ ДЛЯ РАЗЛОЖЕНИЯ УГЛЕВОДОРОДОВ И ПОЛУЧЕНИЯ УГЛЕРОДНЫХ НАНОТРУБОК

*Ю. Д. Королев, О. Б. Франц, Н. В. Ландль, В. Г. Гейман*  
Институт сильноточной электроники СО РАН, Томск, 634055 Россия  
*А. Г. Жерлицын, В. Р. Шиян, Ю. В. Медведев*  
НИИ Ядерной физики, Томск, Россия

В статье исследуется метод поддержания мощного СВЧ – разряда в установке для разложения природного газа. Эксперименты показали, что плазма СВЧ – разряда с мощностью около нескольких кВт и частотой 2,45 ГГц является эффективной средой для получения углеродных нанотрубок. Однако существует проблема как инициирования разряда, так и дальнейшего поддержания плазмы. Эта проблема была решена при помощи вспомогательного разряда малой мощности, создающего дополнительную плазму в области факела СВЧ – разряда. Эксперименты показывают, что наиболее подходящими для использования являются режимы разряда и конструкции электродных систем, схожие с так называем нестационарным плазмотроном [1]. Схематическое изображение установки, со встроенным узлом генерации плазмы вспомогательного разряда, представлено на рис. 1.

СВЧ излучение подводится через прямоугольный и коаксиальный волноводы. Электродная система вспомогательного плазмотрона встроена в сквозное отверстие электрода 4. Конструкция электродов плазмотрона может обеспечить различное положение плазменного канала. Наиболее эффективно поддержание СВЧ – разряда происходит в случае, когда плазменный канал формируется снаружи отверстия электрода 4 (положение 3 на рисунке 2b). В статье представлены данные по исследованию разряда и режимов получения углеродных нанотрубок.

Работа поддержана Российским Фондом Фундаментальных Исследований в рамках грантов № 08-08-00121 и № 09-08-99063.

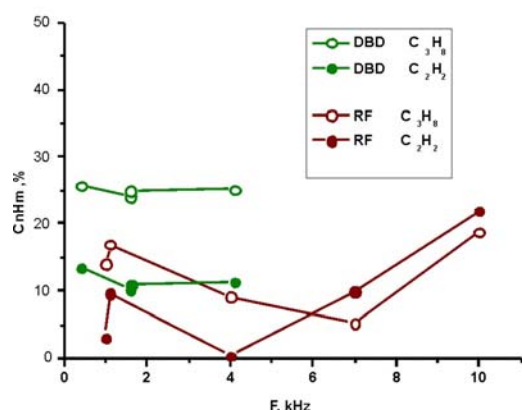
## METHANE CONVERSION IN THE IMPULSE-PERIODIC DISCHARGE

*V.M. Fomin, A.I. Lebedev, K.A. Lomanovich, B.V. Postnikov*  
Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS  
Institutskaya str., 4/1, Novosibirsk, 630090, Russia

The comparative analysis of existing methods of selective hydrocarbons conversion reveals the plasma reactors focused on certain end-products possess such doubtless advantages before chemical as simplicity, compactness and the low price. At reception of hydrogen manufacture cost, in view of investments in a pyrolysis reactor, its creation and operation, for plasma reactors is much less than chemical ones. At the same time productivity of catalytic reactors nowadays remains above in comparison with plasma reactors. Wide experimental and theoretical work applied to research and development of effective natural gas conversion technology used various power sources both equilibrium (thermal) and nonequilibrium low-temperature plasmas are conducted by research groups worldwide.

In this paper results of experiments on conversion of natural gas (methane) in impulse-periodic discharge in sub- and supersonic streams of working gas are presented. Experiments on methane pyrolysis in the surface dielectric barrier discharge (DBD) in a range of frequencies of following high-voltage millisecond impulses up to 10 kHz were carried out. DBD streamers visualization has shown, that in comparison with air in methane there is significant contraction of current channels. Chromatographic analysis of reacted gas probes

captured displayed selectivity of pyrolysis with change of discharge frequency in the atmospheric DBD on end-products is less expressed in comparison with one in bare-electrode discharge at average and low pressure at comparable energy input levels (Fig.1).



**Fig.1** – Percentage of hydrocarbons in an end-product from frequency of the discharge (atmospheric barrier discharge and low pressure electrode discharge);

**Fig.2** – Energy input in supersonic stream  $M=3.5$  in a test section of a reactor.

In a supersonic reactor natural gas was injected from pre-chamber in supersonic nozzle ( $M=3.5$ ) in a pulse mode. The flow was directed in preliminary vacuumed testing section to brake the stream on a barrier target by a normal shockwave pattern. Energy was supplied in a free supersonic jet of working gas between an outer edge of the axisymmetric nozzle and the target by a package of high-voltage impulses (Fig.2). According to chromatographic analysis change of the period of following impulses influences on end-products pyrolysis selectivity, in particular acetylene and hydrogen.

## КОНВЕРСИЯ МЕТАНА В ИМПУЛЬСНО-ПЕРИОДИЧЕСКОМ РАЗРЯДЕ

Лебедев А.И., Ломанович К.А., Постников Б.В., Фомин В.М

Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН

Институтская, 4/1, г Новосибирск, 630090, Россия

Сравнительный анализ существующих методов целевой конверсии углеводородов показывает, что плазменные реакторы, ориентированные на определенные конечные продукты обладают такими несомненными преимуществами перед химическими, как простота, компактность и низкая цена. Так, при получении водорода стоимость производства с учетом вложений в создание реактора и его эксплуатации для плазменных реакторов на порядок меньше, чем химических. В то же время производительность каталитических реакторов на сегодняшний день остается выше по сравнению с плазменными реакторами. В настоящее время ведутся широкие экспериментальные и теоретические исследования, направленные на создание эффективной технологии конверсии природного газа с использованием различных источников как равновесной (термической), так и неравновесной низкотемпературной плазмы.

В работе представлены результаты экспериментальных исследований по конверсии природного газа (метана) в импульсно-периодическом разряде в до- и сверхзвуковых потоках рабочего газа. Приведены результаты экспериментов по пиролизу метана в поверхностном барьерном разряде в диапазоне частот следования высоковольтных миллисекундных импульсов до 10 кГц. Результаты визуализации

стримеров разряда показали, что в сравнении с воздухом в метане происходит контракция токовых каналов. Результаты хроматографического анализа проб газа на выходе из области реакции демонстрируют, что селективность пиролиза с изменением частоты разряда в атмосферном барьерном разряде по конечным продуктам менее выражена, в сравнение с емкостным электродным разрядом среднего и низкого давления, при сравнимых энергозатратах (рис.1).

В сверхзвуковом реакторе инжекция метана в сверхзвуковое сопло ( $M=3,5$ ) осуществлялась из форкамеры реактора в импульсном режиме. Истечение происходило в предварительно вакуумированную рабочую часть с торможением потока на преграде. Подвод энергии осуществлялся в свободную струю рабочего газа между кромкой осесимметричного сопла и преградой-мишенью пакетом высоковольтных импульсов (рис.2). По данным хроматографического анализа изменение периода следования импульсов оказывает влияние на наработку продуктов пиролиза, в частности ацетилена и водорода.

## ABOUT LOW TEMPERATURE INFLAMMATION OF PROPANE AND ACETALDEHYDE

*Bityurin V.A., Bocharov A.N. and Filimonova E.A.*

OIVT RAN, Moscow

e-mail: [helen@oivtran.ru](mailto:helen@oivtran.ru)

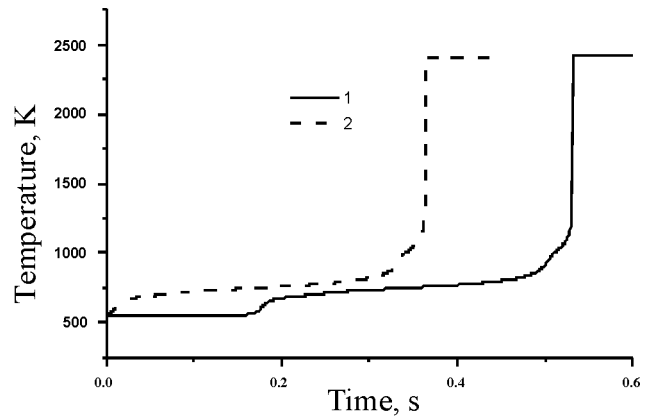
Primordially, the interest to low temperature oxidation ( $T \sim 500-650$  K) of fuel-air hydrocarbon mixtures was associated with the study of combustion in a spark ignition engine (an engine knock) and diesel engine with homogeneous charge (for example, nature gas with air) [1,2]. The visible appearance of this oxidation is the fluorescence of formaldehyde ( $\text{CH}_2\text{O}$ ) and formyl radical ( $\text{CHO}$ ) with the wave-length of blue spectral region. Since in experiments on assisted combustion by discharge it is frequently observed the blue color light emission before inflammation, the fast propagation flame (200 m/s and more [3-5], laminar or turbulent combustion transient to detonation), then for that phenomena and some other the multistage ignition in discharge systems may be responsible.

The goal of given work (see [6], too) was to construct the kinetic model including a low temperature ignition stage, to add its to a high temperature stage of propane-air combustion mixture and to simulate with a point of view the temperature, pressure and composition influence on initiation of the cool, blue and hot flames. The source of heating and primary radicals was the electrical discharge. As for now the calculation of inflammation process was carried out using the kinetic code [7] for the constant volume condition with taking into account a heat emission. The cooling of walls was not taken into consideration, and the influence of the insufficiently studied decompositions for the time being was accepted in some reactions just approximately. In experiments the multistage ignition is identified throughout the stepped growth of pressure and light emission. In calculations the identification of those flames is the change of pressure and concentrations of the key components.

The substance causing the degenerate-branchy feature of oxidation propane is the intermediate product acetaldehyde ( $\text{CH}_3\text{CHO}$ ). Accept acetaldehyde the active component with a point of view of cool flames is alkyl hydroperoxide  $\text{C}_3\text{H}_7\text{OOH}$ , and also the products of  $\text{CH}_3\text{CHO}$  decay such as  $\text{CH}_3\text{OOH}$  and  $\text{CH}_3\text{COOOH}$ . Those products give the free radicals easier than that of initial substances.

The simulation for  $\text{CH}_3\text{CHO}:\text{O}_2:\text{N}_2$  mixture showed at the first stage the peroxide decomposition results in the fast heat emission, the temperature increase at  $100-200^\circ$  and

pressure, abrupt raising of OH concentration, and, as a consequence, to  $\text{H}_2\text{O}_2$  formation. The blue flame stage is characterized by  $\text{H}_2\text{O}_2$  decomposition and further rising of temperature and pressure. With temperature growth the conditions for a quick chain branching and OH concentration increase in reaction  $\text{H} + \text{O}_2 = \text{OH} + \text{O}$  completing by a hot inflammation at third stage are created. The similar results have been obtained in [8].



The longest phase of multistage ignition is an induction time of cool flame appearance. If to reduce that time owing to discharge impact in a closed volume then it will be able to organize the quick and virtually simultaneous mixture inflammation over the volume. There are some experimental data demonstrating that the insertion of radicals for example due to discharge lowers the intensity of cool flame down to disappearance of it, and can sharply reduce the induction time [1].

To determine the radical influence as a products of discharge operation such as O and H atoms and  $\text{CH}_3$  radical, the modeling for 7%  $\text{CH}_3\text{CHO} + 20\% \text{O}_2 + 73\% \text{N}_2$  mixture at  $T_0 = 550$  K,  $P_0 = 1500$  Tor were executed. The initial radical concentration was chosen to be equal 200 ppm. The results of preliminary calculations showed the radicals indicated above reduce the induction time of cool ignition (without radicals induction time was equal to 0.18 s), conserving the duration of second and third stages the unchanged. As a result the total induction time becomes smaller (without radicals the total induction time was equal to 0.53 s). Especially it is noticeably at the presence of O atom when the induction time diminishes to almost zero. The results for the last case are presented in figure: “1” is no radicals, “2” is with O radical.

In future it is supposed to perform more detail study of the role of low temperature inflammation at the conditions of plasma assisted combustion in the gaseous mixture flows.

1. *Shtern V.Ia.* Mechanism of Hydrocarbon Oxidation in Gaseous Phase. M.: Academy of Sciences of USSR. 1960. 550 p. (in Russian).
2. *Sokolik A.S.* Spontaneous Combustion, Flame and Detonation in Gases. M.: Academy of Sciences of USSR. 1960. 427p. (in Russian).
3. *Klimov A., Bityurin V., VanWie D., et. al.*, Plasma Assisted Combustion. // AIAA Paper 2002-0493, Proc.40th AIAA Aerospace Sciences Meeting &Exhibit, 14-17 January 2002, Reno, NV, USA.
4. *Aleksandrov A.F., Shibkov V.M., Shibkova L.V.* Surface Microwave Discharge as Means of Ignition of Hydrocarbons in Air Streams. // AIAA Paper 2009-690, Proc.47th AIAA Aerospace Sciences Meeting &Exhibit, 5 - 8 January 2009, Orlando, Florida, USA.
5. *Pancheshnyi S, Lacoste D.A., Bourdon A, Laux C.O.* Ignition of Propane-Air Mixtures by Repetitively Pulsed Nanosecond Gas Discharges. // In Proceedings of 17<sup>th</sup> International Symposium on Plasma Chemistry, August 7-12, 2005, Toronto, Canada.
6. *Bityurin V.A., Klimov A.I., Filimonova E.A. et. al.* / Research Report №3 “The Using of Gas Discharge Plasma in Energy Installations for the Purpose of Effectiveness Increase and for Decision of Energy Economy Problem”. State contract №02.516.11.6107, 2008. (in Russian).
7. *Bityurin V.A., Bocharov A.N.* MHD Interaction in the Hypersonic Air Flow around a Blunt Body // MZhG. 2006. №5. p.188-203. (in Russian)

8. *Basevich V.Ia., Vedeneev B.I. and Arutyunov B.C.* Kinetic Modeling of Appearance and Propagation of Cool Flames in  $\text{CH}_3\text{CHO}-\text{O}_2$  Mixtures. // *Chimicheskaja Fizika*. 1999. v.18. № 6. p.40-48. (in Russian).

## К ВОПРОСУ О НИЗКОТЕМПЕРАТУРНОМ ВОСПЛАМЕНЕНИИ ПРОПАНА И АЦЕТАЛЬДЕГИДА

*Битюрин В.А., Бочаров А.Н. Филимонова Е.А.*

ОИВТ РАН, Москва

e-mail: [helen@oivtran.ru](mailto:helen@oivtran.ru)

Изначально интерес к низкотемпературному окислению ( $T \sim 500-650 \text{ K}$ ) топливно-воздушных углеводородных смесей был связан с изучением горения в двигателях внутреннего сгорания (такое явление, как стук в двигателе) и дизельных двигателях с гомогенным зарядом (например, природный газ с воздухом) [1,2]. Внешним проявлением такого окисления является флюоресценция формальдегида ( $\text{CH}_2\text{O}$ ) и формила ( $\text{CHO}$ ), наблюдаемая в видимом диапазоне длин волн в синей области спектра. Поскольку в экспериментах по стимулированному разрядом горению часто наблюдается свечение голубого цвета перед высокотемпературным воспламенением, быстрое распространение пламени ( $200 \text{ м/сек}$  и больше [3-5], ламинарное (турбулентное) горение, переходящее в детонацию), то за эти явления и некоторые другие может быть ответственно многостадийное воспламенение в разрядных системах.

Целью данной работы (см. также [6]) было построить кинетическую модель, включающую низкотемпературную стадию воспламенения, дополнить ею высокотемпературную стадию горения пропано-воздушной смеси и провести модельные расчеты с точки зрения влияния температуры, давления и состава на возникновение холодного, голубого и горячего пламени. Источником тепла и первичных радикалов является электрический разряд. Расчеты процесса воспламенения на этом этапе проводились с помощью кинетической программы [7] для условия постоянного объема с учетом тепловыделения. Охлаждение стенками не учитывалось, а влияние недостаточно изученного на сегодня разложения перекисей на стенках учтено в нескольких реакциях лишь приблизительно. В экспериментах многостадийное воспламенение идентифицируют по ступенчатому приросту давления и по свечению. Идентификацией пламен при расчетах служит изменение давления и концентраций ключевых компонентов.

Веществом, обуславливающим вырожденно-разветвленный характер окисления пропана, является промежуточный продукт - ацетальдегид ( $\text{CH}_3\text{CHO}$ ). Кроме ацетальдегида активным компонентом с точки зрения образования холодных пламен является алкилгидроперекись  $\text{C}_3\text{H}_7\text{OOH}$ , а также продукты распада  $\text{CH}_3\text{CHO}$ , такие как  $\text{CH}_3\text{OOH}$  и  $\text{CH}_3\text{COOOH}$ . Эти продукты при дальнейших превращениях дают свободные радикалы легче, чем исходные вещества.

Расчеты, проведенные для смеси  $\text{CH}_3\text{CHO}:\text{O}_2:\text{N}_2$ , показали, что на первой стадии разложение перекисей приводит к быстрому выделению тепла, росту температуры на  $100-200^\circ$  и давлению, резкому подъему концентрации  $\text{OH}$ , и, как следствие, – к образованию перекиси  $\text{H}_2\text{O}_2$ . Стадия голубого пламени характеризуется разложением  $\text{H}_2\text{O}_2$  и дальнейшим подъемом температуры и давления. С ростом температуры создаются условия для быстрого разветвления цепи и увеличения концентрации  $\text{OH}$  в реакции  $\text{H}+\text{O}_2=\text{OH}+\text{O}$ , завершающегося горячим воспламенением на третьей стадии. Аналогичные результаты были получены в работе [8].



Самым длительным фазой многостадийного воспламенения является время индукции возникновения холодного пламени. Если сократить это время за счет воздействия разряда в замкнутом объеме, то можно организовать быстрое и практически одновременное воспламенение смеси во всем объеме. Есть некоторые экспериментальные данные, что введение радикалов за счет, например, разряда, снижает интенсивность холодного пламени, вплоть до его исчезновения, и может резко сократить время индукции [1].

Для определения влияния радикалов – продуктов действия разряда, таких как атомы О, Н и радикала  $\text{CH}_3$ , были проведены расчеты для смеси  $7\%\text{CH}_3\text{CHO}+20\%\text{O}_2+73\%\text{N}_2$ ,  $T_0=550\text{ K}$ ,  $P_0=1500\text{ Тор}$ . Начальная концентрация была выбрана равной 200 ppm. Результаты предварительных расчетов показали, что указанные выше радикалы уменьшают время индукции холодного воспламенения (было 0.18 с), оставляя длительность второй и третьей стадии неизменной, и, как результат, суммарное время индукции становится меньше (было 0.53 с). Особенно это заметно для атома О (время индукции холодного воспламенения уменьшилось почти до нуля). Для этого случая результаты расчета приведены на рисунке: “1”- начальная концентрация радикалов равна нулю, “2” – начальная доля атомов кислорода равна 0.01%.

В дальнейшем предполагается провести более детальное исследование роли низкотемпературного воспламенения в условиях плазменного стимулирования горения в потоках газоздушных смесей.

## NUMERIC ALGORITHM FOR COMBUSTION MODELLING.

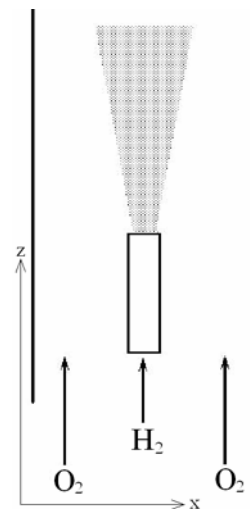
*A.S. Petrushev.*

IPMech RAS, Moscow, 119526, Russia, Vernadskogo avenue, 101 building 1, [petrushev@ipmnet.ru](mailto:petrushev@ipmnet.ru)

The combustion processes in gas flows attract an interest due to different practical implementations as well as possibility of testing of any existing kinetic schemes and transport properties.

For numeric modelling this task is difficult due to multiple reasons [1,2]. There are the large number of chemical components, stiffness of chemical kinetic equations, difficulties of multicomponent diffusion calculation and others. The equations to be solved are strongly coupled each other because of sharp temperature dependence of chemical kinetic rates, large heat releasing and large varying of mixture molecular weight. These conditions require the considerable computing power as well as developing of special implicit or semi-implicit numeric algorithms. The separate task is the developing algorithms appropriate for effective parallelizing on computers cluster.

This work is devoted to numeric modelling of laminar hydrogen – oxygen combustion in flat 2D geometry (see Fig.1) in the framework of stationary system of multicomponent hydrodynamic equations (1)-(4):



**Fig. 1.** The burner outline.

$$(\nabla \rho \mathbf{v}) = 0 \quad (1)$$

$$(\nabla \rho \mathbf{v}) \mathbf{v} + \nabla p - (\nabla \eta \nabla) \mathbf{v} = 0 \quad (2)$$

$$(\nabla \rho \mathbf{v} \varepsilon) + p(\nabla \mathbf{v}) - (\nabla \lambda \nabla) T + \left( \nabla \sum_i \left( \frac{k_i^T p}{\rho c_i} + h_i \right) \mathbf{J}_i \right) = 0 \quad (3)$$

$$(\nabla \rho \mathbf{v} c_i) + (\nabla \mathbf{J}_i) = W_i, \quad i = 1 \dots m. \quad (4)$$

Here  $\rho$  is gas density,  $\mathbf{v}$  is mass-average velocity,  $p$  is pressure,  $\eta$  is dynamic viscosity,  $\varepsilon$  is mass density of internal energy,  $\lambda$  is heat conductivity,  $T$  is temperature,  $h_i$  is mass density of enthalpy of  $i$ -th component,  $\mathbf{J}_i = (J_{xi}, J_{zi})$  is diffusion mass flow of  $i$ -th component,  $c_i$  is mass fraction of  $i$ -th component,  $W_i$  is chemical source term,  $m$  is chemical components number.

The equation system (1)-(4) have been solved by relaxation algorithm. This implicit full approximation algorithm is based on process-splitting techniques and is the result of developing of numerical scheme [3]. The numeric scheme is conservative on relaxation and uses variables  $p$ ,  $T$ ,  $\rho \mathbf{v}$ ,  $\rho c_i$ . All of equations are solved independently by upper relaxation in Z direction with Thomas algorithm along X direction without any additional internal iterations. The solution technique for components continuity equations and energy balance equation is the same with [3, 4]. At the solving of equations (2) the direct correction of flow solenoidality occurs by continuity equation (1). The pressure is calculated from parabolic equation obtained by divergence taking of equation (2). The advantage of this method of hydrodynamic equations solution [4] is the almost full absence of stray acoustic waves on relaxation, which may reduce the solution convergence.

The algorithm developed combines calculation efficiency of separate iteration with rather fast convergence of iterations. The important algorithm advantage is its adequacy for effective parallelizing by domain decomposition on multi – computing cluster with MPI technique. The domain is dividing along Z axis to flat bars which are parallel to X axis. By the using of upper relaxation in Z direction, it is convenient to translate the data through subdomains boundary. The translated data amount is  $O(N_x) \ll N_x N_z$ , where  $N_x N_z$  is the total nodes number, which provide high parallelizing efficiency.

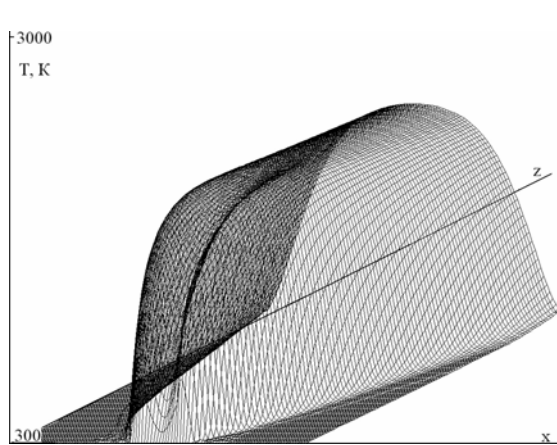


Fig.2 Temperature profile, K.

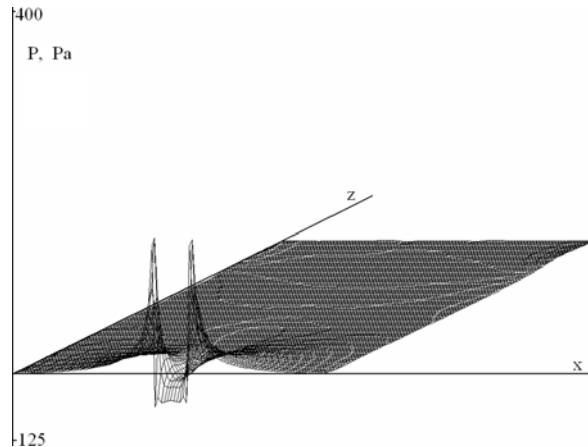


Fig.3. Relative pressure profile, Pa.

The calculation occurs for equal input velocities of  $\text{H}_2$  and  $\text{O}_2$  5 m/s with initial temperature 300 K at pressure 1 atm. The hydrogen is supplying throw 0.5mm nozzle. The dimension of calculation area is 5x5mm. The stationary solution is achieved after approximately  $10^3$  global iterations. The calculated fields of temperature and relative pressure are shown on Fig 2, 3.



In the case of relatively rare calculation grid with 100x100 nodes, the calculation consume approximately 5-15min. on single Pentium–3.2GHz. In the case of more dense grid with 1000x1000 nodes, which is necessary for combustion front resolution, the task is solved on multi computers cluster IPMech–2 contains 32 double-core computers Pentium–3.2GHz. Up to 50 processors had been used in calculations. At calculation on 16 processors the parallelizing efficiency 70% is achieved. With processors number increasing the efficiency drops due to network exchange slowness.

## Acknowledgment

The study is supported by RAS fundamental research program coordinated by V.A.Levin

## References

1. Lapin Yu.V., Strelets M.H. Internal Flows of Reacting Mixtures. M. Nauka, 1989 (in Russian).
2. Libby P.A., Williams F.A. Turbulent Reacting Flows. — Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, New-York, 1980.
3. A.S. Petrushev. Direct numeric modelling of turbulent combustion. — APM-2007 processing, Moscow, 2007, p.124 (in Russian).
4. A.S. Petrushev. Numeric modelling of laminar torch. —51-th MIPT conference processing, Moscow, 2008 (in Russian).

## ЧИСЛЕННЫЙ АЛГОРИТМ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ГОРЕНИЯ

*А.С. Петрусёв.*

ИПМех РАН, г.Москва, 119526, Россия, пр-т Вернадского, 101/1, [petrushev@ipmnet.ru](mailto:petrushev@ipmnet.ru)

Процессы горения в спутных и противоточных потоках привлекают интерес исследователей как с точки зрения множества практических приложений, так и возможностью проверки и уточнения существующих кинетических механизмов горения и коэффициентов переноса.

С точки зрения численного моделирования данная задача сложна по ряду причин [1, 2]. Сюда относятся многокомпонентность задачи, высокая жёсткость уравнений химической кинетики, трудность расчёта многокомпонентной диффузии и др. Расчёт осложняется резкой температурной зависимостью скоростей химических реакций и сильным изменением плотности газовой смеси из-за изменения среднего молекулярного веса. Это требует как значительных вычислительных мощностей, так и разработки специальных неявных или полужавных алгоритмов, справляющихся со значительной жёсткостью уравнений. Особой задачей является создание алгоритмов, пригодных к эффективному распараллеливанию на многопроцессорных вычислительных комплексах.

Настоящая работа посвящена численному моделированию горения водорода - воздушной смеси в спутных потоках горючего  $H_2$  и окислителя  $O_2$  в плоской двумерной геометрии (см. рис.1) в рамках стационарной системы уравнений многокомпонентной гидродинамики вязкого, теплопроводного, химически активного газа (1)-(4):

$$(\nabla \rho \mathbf{v}) = 0 \quad (1)$$

$$(\nabla \rho \mathbf{v}) \mathbf{v} + \nabla p - (\nabla \eta \nabla) \mathbf{v} = 0 \quad (2)$$

$$(\nabla \rho \mathbf{v} \varepsilon) + p(\nabla \mathbf{v}) - (\nabla \lambda \nabla) T + \left( \nabla \sum_i \left( \frac{k_i^T p}{\rho c_i} + h_i \right) \mathbf{J}_i \right) = 0 \quad (3)$$

$$(\nabla \rho \mathbf{v} c_i) + (\nabla \mathbf{J}_i) = W_i, \quad i = 1 \dots m \quad (4)$$

Здесь  $\rho$  — плотность газа,  $\mathbf{v}$  — его среднемассовая скорость,  $p$  — давление,  $\eta$  — динамическая вязкость,  $\varepsilon$  — массовая плотность внутренней энергии,  $\lambda$  — теплопроводность,  $T$  — температура,  $h_i$  — массовая плотность энтальпии  $i$ -го компонента,  $\mathbf{J}_i = (J_{xi}, J_{zi})$  — массовая плотность потока  $i$ -го компонента,  $c_i$  — массовая доля  $i$ -го компонента,  $W_i$  — химический источниковый член,  $m$  — число химических компонентов.

Для численного решения системы уравнений (1)-(4) использована неявная схема установления полной аппроксимации с расщеплением по процессам. Используемая схема является результатом последовательного развития численной модели [3]. Она консервативна при установлении в переменных  $p$ ,  $T$ ,  $\mathbf{v}$ ,  $c_i$ . Все уравнения решались независимо друг от друга методом релаксации в направлении потока  $Z$  с последовательными прогонками вдоль линий  $X$  без дополнительных внутренних итераций. Схема решения уравнений неразрывности компонентов и энергобаланса аналогична [3, 4]. При решении уравнений движения (2), применялась прямая коррекция соленоидальности расхода по уравнению (1). Давление вычислялось из параболического уравнения, получаемого взятием дивергенции от (2). Достоинством такого метода [4] решения уравнений гидродинамики является практически полное отсутствие на этапе установления паразитных акустических колебаний, замедляющих сходимость решения.

Используемый алгоритм сочетает вычислительную экономичность отдельной итерации с достаточно быстрой сходимостью процесса в целом. Важным достоинством алгоритма является его пригодность для эффективного распараллеливания на многопроцессорных вычислительных комплексах с помощью интерфейса MPI. Для распараллеливания применялся метод декомпозиции области. Область разбивалась по оси  $Z$  на подобласти, представляющие собой полосы одинаковой ширины, параллельные оси  $X$ . Благодаря использованию схемы бегущего счёта при решении сеточных уравнений в направлении  $Z$ , удаётся естественным образом осуществить передачу данных на границах подобластей. Объём данных, пересылаемых при переходе через границу подобластей составляет  $O(N_x) \ll N_x N_z$ , где  $N_x N_z$  — полное число узлов сетки, что и обеспечивает высокую эффективность распараллеливания.

Расчёты проводились для равных скоростей ввода горючего ( $\text{H}_2$ ) и окислителя ( $\text{O}_2$ ) 5 м/с с начальной температурой 300 °К при давлении 1 атм. Горючее подводилось через сопло шириной 0,5мм, окислитель — через широкое внешнее сопло. Размеры расчётной области составляли 5х5мм.

Результаты численных расчётов показывают, что для сходимости требуется около  $10^3$  глобальных итераций.

Вычисленные поля температуры и относительного давления представлены на рис 2, 3. В случае использования сравнительно небольшой расчётной сетки 100х100 узлов, вычисления занимали порядка 5-15мин на одном компьютере Пентиум–3,2ГГц. При использовании густых сеток 1000х1000 и более узлов, необходимых для подробного разрешения фронта пламени, задача решалась на многопроцессорном вычислительном комплексе ИПМех–2, содержащем 32 двухядерных компьютера Пентиум–3,2ГГц. В расчётах использовалось до 50 процессоров. При вычислениях на 16 процессорах удаётся достичь эффективности распараллеливания до 70%. При

дальнейшем увеличении числа параллельных процессов эффективность распараллеливания падает из-за медленности сетевого обмена.

**Благодарность.** Работа выполнена в рамках программы фундаментальных исследований президиума РАН под руководством акад. В.А. Левина.

## THE DEVELOPING OF NUMERIC ALGORITHM OF HYDROGEN-OXYGEN MIXTURE IGNITION BY LASER PLASMA

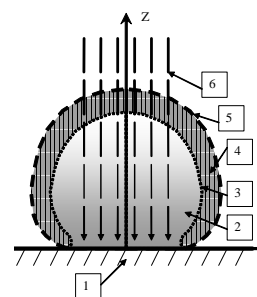
V.V. Kuzenov, A.S. Petrusev

IPMech RAS, Moscow, 119526, Russia, Vernadskogo avenue, 101 building 1, [kuzenov@ipmnet.ru](mailto:kuzenov@ipmnet.ru), [petrusev@ipmnet.ru](mailto:petrusev@ipmnet.ru)

The plasma plume (Fig.1), above metal target or gas media under laser influence may be utilize for fuel ignition in scramjet, for laser – induced plasmotrons. It is worse to be mentioned, that laser irradiation in some regions of super sonic flow may change its structure.

For numeric modelling this task is rather difficult due to multicomponents, high stiffness of equations, sharp temperature dependence of chemical reactions rates and large varying of gas mixture molecular weight. For overcoming of these difficulties the significant computational powers and the developing of special numeric algorithms are needed.

With the aid of computational model has been developed the combustion ignition in oxygen – hydrogen gas mixture by laser plume is numerically studied. The laser radiation with metal target is considered with wavelength 1.06 or 10.6 $\mu$ m, laser pulse durations  $10^{-8}$ - $10^{-6}$  s and energy flow density  $q$  up to  $10^{12}$  W/cm<sup>2</sup>. At this case the laser influence on the target leads to plasma formation in metal vapour or surrounding gas. It is known, that initial vapour plasma formation leads to strongly radiated shock wave in surrounding combustion mixture and turbulence in laser plasma plume. The strong radiation, turbulent mixing and gas heating after shock wave front may init combustion in hydrogen – oxygen mixture.



**Fig.1** The outline of laser plume structure. 1 – metallic target; 2 – The erosion vapor area; 4 – The area of shock – compressed gas.

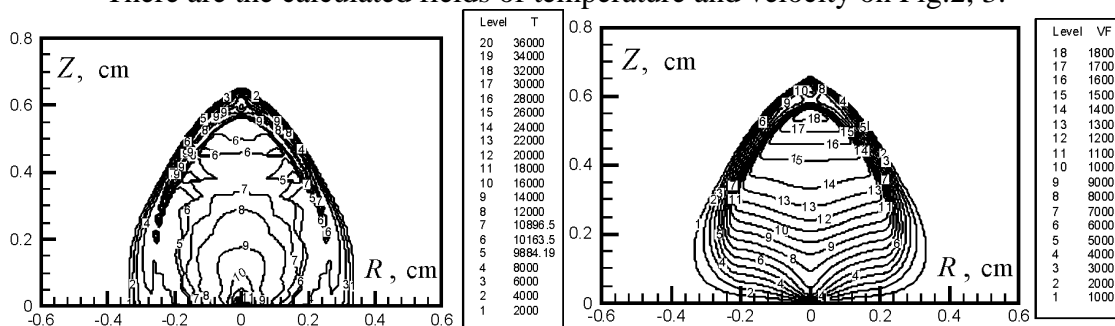
The numeric 2D model of laser plasma processes is based on multicomponent equations of radiative gas dynamics with spontaneous electromagnetic fields and plasma turbulence. The characteristic feature is taking into account the gas motion with contact boundary between plasma and metallic target vapour. The electromagnetic processes are described by Maxwell equation system. The radiation transfer is described by multigroup diffusive approach. This equation system is supplemented by description of heating and evaporation of target material under laser radiation influence.

The numeric solution of this equation system is based on splitting by physical processes and spatial directions. The solution of splitted equations occurs by the variant of compact finite-difference scheme of 6-th order, which has been developed. At radiation transfer equations solution the modified alternative-triangular method has been used. The equations for magnetic induction are solved by semi-implicit splitting method. The combustion processes described by chemical kinetics equations, solved by Rosenbrock method.

The calculations occurs for laser pulse durations 10-1000ns, full laser pulse energy 0.1-100J, spot size ~100 – 500  $\mu$ m. The material of metallic target is Al. The surrounding

media is hydrogen – oxygen mixture.

There are the calculated fields of temperature and velocity on Fig.2, 3.



**Fig.2.** The spatial distribution of temperature  $T$ [K] in laser plume at  $t=0.31\mu s$  ( $q_{laz}=2\times 10^9 W/cm^2$ ,  $E_{laz}=3J$ ,  $t_{laz}=50ns$ ,  $P_\infty=0.1atm$ ).

**Fig.3.** The spatial velocity distribution along laser plume axis at  $t=0.31\mu s$  ( $q_{laz}=2\times 10^9 W/cm^2$ ,  $E_{laz}=3J$ ,  $t_{laz}=50ns$ ,  $P_\infty=0.1atm$ ).

### Conclusion.

The numeric model of near-target laser plume has been developed. It is based on multicomponent radiative plasmadynamics in arbitrary curvilinear coordinates. All of the main laser plume parameters fields have been calculated. The numeric analysis of mixture ignition has been carried out.

### Acknowledgement

The work is carried out in framework of RAS fundamental research program and RFBR grant №07-01-00133.

### Reference

1. Anicimov S.I., Imas Y.A., Romanov G.S., Hodyko Yu.V. *The high power radiation influence on metals*. M.: Nauka, 1970 (in Russian).
2. Vedenov A.A., Gladush G.G. *Physical processes in materials laser treatment*. M.: Energoatomizdat, 1985 (in Russian).
3. Surzhikov S.T., Kuzenov V. V., Petrusev A.S. Radiation Gas Dynamics of Aluminium Laser Plume in Air // AIAA 2008-1108, p.1-8
4. Surzhikov S.T. *Heat radiation from gases and plasma*. M.: Izd., 2004 (in Russian).
5. The Numeric solution of multidimensional gas dynamic tasks. Edited by Godunov S.K., M.: Nauka, 1976 (in Russian).
6. Tolstykh A.I. *The compact finite-difference scheme in aerohydrodynamics problems*. M.: Nauka, 1990 (in Russian).
7. Kuzenov V.V. The numeric modelling of plasmadynamical processes and internal structure of laser plume, near metallic target. Report №864, IPMech RAS, Moscow, 2008 (in Russian).

## РАЗРАБОТКА ЧИСЛЕННОГО АЛГОРИТМА ПОДЖИГА КИСЛОРОДО-ВОДОРОДНОЙ СМЕСИ ЛАЗЕРНОЙ ПЛАЗМОЙ.

**В.В. Кузенов.**

ИПМех РАН, г.Москва, 119526, Россия, пр-т Вернадского, 101/1, [kuzenov@ipmnet.ru](mailto:kuzenov@ipmnet.ru)

Плазменное образование (рис.1), возникающее над поверхностью металлической преграды или непосредственно в газовой среде в результате действия лазерного излучения может быть использовано для поджига горючей смеси в ГПВРД, а также для создания лазерных плазмотронов. Лазерные плазмотроны используются для изучения аэротермодинамики процессов обтекания летательных аппаратов сложной формы.

Отметим также, что лазерное излучение и связанное с ним объемное энерговыделение в определенной области сверхзвукового потока, может позволить изменить в нужную сторону структуру течения (систему взаимодействующих друг с другом ударных волн) потока.

С точки зрения численного моделирования данная задача достаточно сложна. Здесь можно отметить многокомпонентность задачи, высокую жёсткость уравнений химической кинетики и др. Сложность задачи связана также с резкой температурной зависимостью скоростей химических реакций и сильным изменением плотности газовой смеси из-за изменения среднего молекулярного веса. Для преодоления указанных трудностей требуются как значительные вычислительные мощности, так и разработка специальных полуживых алгоритмов.

На основе разработанной математической модели численно исследуется процесс инициирования горения в кислородно-водородной смеси лазерным факелом, создаваемым вблизи металлической преграды. Рассматривается взаимодействие лазерного излучения с металлической преградой для длин волн 1.06 и 10.6 мкм, длительностей лазерных импульсов  $10^{-8}$ - $10^{-6}$  с и плотностей потоков лазерного излучения  $q < 10^{12}$  Вт/см<sup>2</sup>. В этом случае воздействие лазера сопровождается возникновением плазмы в парах материала преграды или (и) окружающем газе. Известно, что начальное испарение и образование эрозионной плазмы приводит к созданию сильной излучающей ударной волны в окружающей исходно невозмущенной горючей смеси и к возникновению турбулентности в факеле лазерной плазмы. Мощное излучение, процессы турбулентного перемешивания и нагрев смеси за ударной волной могут инициировать процессы горения в горючей смеси кислорода и водорода.

Математическая модель процессов протекающих в лазерной плазме основана на уравнениях многокомпонентной радиационной газовой динамики с учетом спонтанных электромагнитных полей и турбулентности плазмы. Особенностью данной модели является учет и описание движения контактной границы, разделяющей плазму вещества металлической преграды и окружающего газа. Электромагнитные процессы описываются системой уравнений Максвелла и Ома в плазме с конечной проводимостью. Перенос излучения рассматривается в рамках многогруппового диффузионного приближения. Система радиационных уравнений магнитной газовой динамики дополняются уравнениями, описывающими процессы нагрева и испарения материала поглощающей конденсированной среды под действием потока лазерного излучения и теплового излучения плазменного образования.

Численное решение, разработанной в работе нестационарной двумерной радиационно-магнитогазодинамической модели базируется на методе расщепления по физическим процессам и пространственным направлениям. Решение расщепленных уравнений Рейнольдса находится с помощью разработанного в работе варианта нелинейной квазимоноотонной компактной дифференциально-разностной схемы повышенного порядка точности, которая в пространственно гладкой части численного решения позволяет достигнуть 6-ой порядок точности. При решении уравнений переноса излучения применен модифицированный попеременно-треугольный метод с использованием трехслойной итерационной схемы, в которой итерационный “временной” шаг находится с помощью метода сопряженных направлений. Уравнения магнитной индукции решались полунявным методом расщепления по физическим процессам. Процесс горения кислородно-водородной смеси описывается соответствующими уравнениями химической кинетики, которые решаются методом Розенброка, позволяющим преодолеть “жесткость” данной системы уравнений.

Конкретные расчеты, проведены для случаев воздействия импульсов лазерного излучения прямоугольной формы с длительностью импульса 10-1000 нс. Значение

полной энергии лазерного излучения составляло величину 0.1-100 Дж, размер пятна фокусировки ~100 – 500 мкм. Материал металлической преграды в расчетный исследованиях представлял собой Al. Окружающей средой являлась кислородно-водородная смесь.

На рис.2 и рис.3 приведены полученные в результате проведенных вычислений поля температуры и продольной скорости.

**Закключение.** Разработана математическая модель приповерхностного лазерного факела, основанная на уравнениях радиационной плазмодинамики, записанных в произвольных криволинейных координатах. Произведены расчеты всех основных газодинамических и излучательных параметров лазерного факела и металлической преграды. Выполнен численный анализ закономерностей поджига горючей смеси.

### Благодарность.

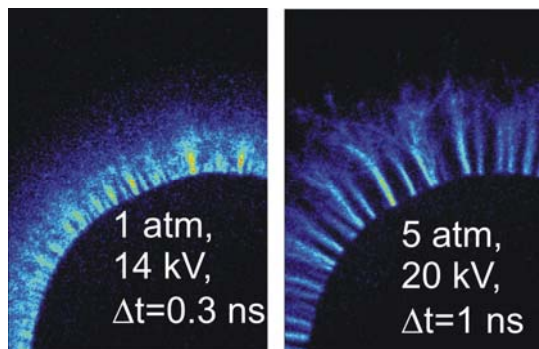
Работа выполнена в рамках программы фундаментальных исследований ОЭММПУ РАН и №07-01-00133.

## NANOSECOND BARRIER SURFACE DISCHARGE: APPLICATION FOR IGNITION OF COMBUSTIBLE MIXTURES

*P.N.Sagulenko, I.N. Kosarev, V.I.Khorunzhenko, S.M. Starikovskaia\*)*

Physics of Nonequilibrium Systems Laboratory, Moscow Institute of Physics and Technology, Moscow, Russia

\*) Present address: Laboratory for Physics of Plasmas (LPP), Ecole Polytechnique, Palaiseau, France



*Fig. 1: ICCD images of nanosecond surface discharge*

Typically, plasma assisted combustion (PAC) experiments are carried out at atmospheric or at decreased gas pressure [1]. In present paper, it is proposed to use surface nanosecond discharge [2] developed for aerodynamic applications in combination with rapid compression machine [3] for quantitative study of PAC initiation at elevated pressures. It should be noted that other ignition systems based on surface discharges, f.e. surface microwave

discharge, have been proposed recently [4].

Rapid compression machines (RCM) are designed to study the ignition delay time at low temperatures (about 1000 K) and high pressures (tens and hundreds of atm), at the conditions similar to those in internal combustion engine. Detailed review of rapid compression machines, their application in combustion research and study of flow peculiarities under the conditions of fast compression has been done. The only RCM application for artificial (laser stimulated) ignition is known in the literature [5]. If to organize the nonequilibrium plasma between the end plate of the combustion chamber and the piston, or, at least, near the end plate, it will be possible to decrease the ignition delay time and to investigate kinetics of plasma assisted ignition at high pressures.

Preliminary discharge experiments have been carried out at MIPT. Nanosecond DBD discharge in a special coaxial geometry of electrodes was used to produce a thin layer of quasi-uniform plasma in the vicinity of low-voltage electrode. High voltage pulses of 10-20kV amplitude, 25ns duration, 3ns rise time, positive or negative polarity, and repetitive frequency 40Hz were used to ignite the discharge in ambient air at pressures 1-5atm. Emission was registered by LaVision PicoStar ICCD camera (200-800nm) in nanosecond

time scale. ICCD images of nanosecond DBD discharge in ambient air are given by Fig.1. Gas pressure, voltage amplitude in the cable, and ICCD gate are indicated for each picture. The total energy input in the discharge did not exceed approximately 10mJ, or 10% of the energy stored in incident nanosecond pulse. The authors are thankful to N.S.Mazko and V.I.Zudov for technical assistance, and to M.M.Nudnova for help with optical measurements. The work was partially supported by EOARD/CRDF (Projects RUP1-1513-MO-06 and 093077).

1. S.M.Starikovskaia, J. Phys. D: Appl. Phys., 39 (2006) R265-299.
2. D.F.Opaitis, D.V.Roupassov, S.M. Starikovskaia, A.Yu.Starikovskii, I.N.Zavialov, S.G.Saddoughi, 43-rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2005. Reno, Nevada, USA, paper AIAA 2005-1180, 2005.
3. P.Park and J.C.Keck, SAE Paper (1990) 900027
4. A.F. Aleksandrov, V.M. Shibkov, L.V. Shibkova, 47th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Orlando, Florida, USA, 5-8 January 2009.
5. S. Gupta, R. Sekar, G. M. Klett, and M. Ghaffarpour (2005) SAE 2005-01-2189, SAE Trans. Journ. of Fuels and Lubricants.

## НАНОСЕКУНДНЫЙ БАРЬЕРНЫЙ РАЗРЯД КАК СРЕДСТВО ПОДЖИГА ГОРЮЧИХ СМЕСЕЙ

*П.Н.Сагуленко, И.Н.Косарев, В.И.Хорунженко, С.М.Стариковская\*)*

*Лаборатория физики неравновесных систем, МФТИ, Москва, Россия*

*\*) Адрес в настоящее время: Laboratory for Physics of Plasmas (LPP), Ecole Polytechnique, Palaiseau, France*

Эксперименты по горению, инициируемому плазмой, обычно проводятся при давлении, близком к атмосферному [1]. В данной работе предлагается использование наносекундного барьерного разряда, предложенного ранее для аэродинамических приложений [2] в комбинации с машиной быстрого сжатия [3] для проведения экспериментов по инициированию поджига с помощью низкотемпературной плазмы при высоких давлениях. Отметим, что существуют и другие системы воспламенения, основанные на поверхностных разрядах [4]. Машины быстрого (адиабатического) сжатия были разработаны для изучения воспламенения при температурах около 1000 К и давлениях десятки-сотни атм, в условиях, близких к реализующимся в двигателях внутреннего сгорания. В работе выполнен обзор существующих машин быстрого сжатия, рассмотрены эксперименты по определению времени задержки различных горючих смесей, включая эксперименты [5] по лазерному поджигу.

Мы полагаем, что образование неравновесной низкотемпературной плазмы вблизи торца камеры сгорания либо между торцом и поршнем позволит существенно снизить время индукции воспламенения. Предварительные эксперименты по изучению развития разряда при давлениях 1-5 атм были проведены в МФТИ. Наносекундный поверхностный барьерный разряд в специальной коаксиальной геометрии электродов использовался для создания тонкого слоя плазмы вблизи поверхности электродной системы. Высоковольтные импульсы с амплитудой 10-20 кВ в линии, длительностью 25 нс и временем нарастания 3 нс, следующие с частотой 40 Гц, использовались для поджига разряда в воздухе. Излучение разряда регистрировалось ПЗС-камерой с усилителем яркости LaVision PicoStar (200-800 нм) с наносекундным временным разрешением. Примеры изображений приведены на Рис. 1. Энерговклад в разряд не превышал 10 мДж, или 10 % от энергии падающего импульса.

Авторы выражают благодарность Н.С.Мазко и В.М.Зудову за техническую помощь в проведении эксперимента, М.М.Нудновой – за помощь в организации



оптических измерений. Работа была частично поддержана EOARD (RUP1-1513-MO-06, 093077) и Федеральным агентством РФ по образованию (контракт 8297).

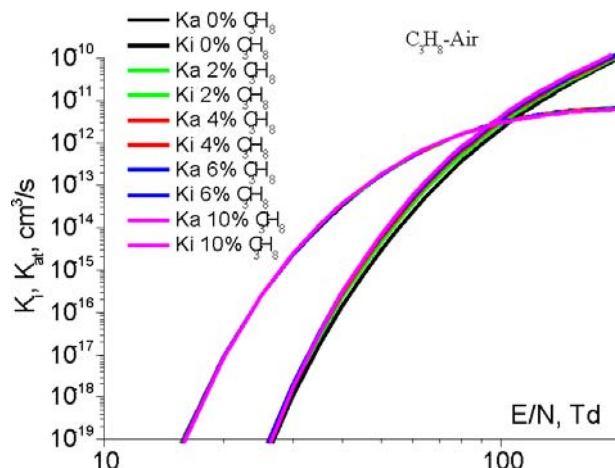
## INFLAMMATION OF PROPANE – AIR MIXTURE WITH A HELP OF GAS DISCHARGES

N.V. Ardelyan, V.L. Bychkov, D.V. Bychkov, I.V. Kochetov, K.V. Kosmachevskii  
M.V. Lomonosov Moscow state university, [bychvl@orc.ru](mailto:bychvl@orc.ru)

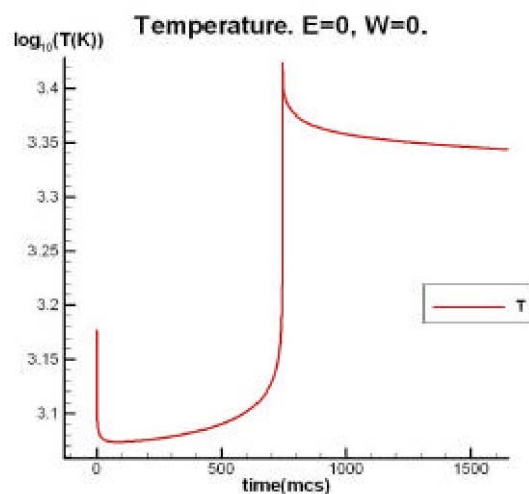
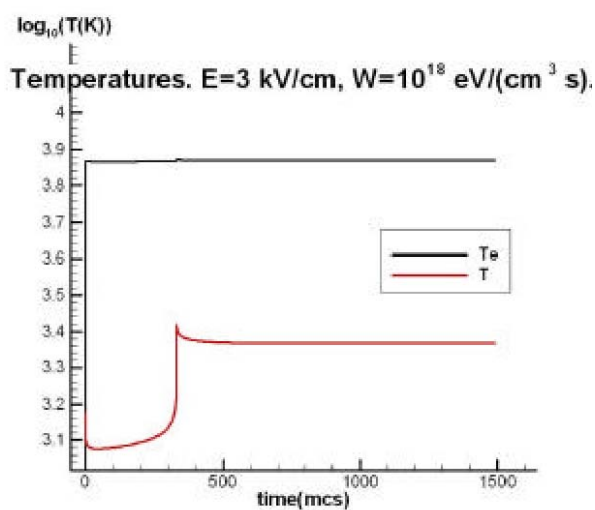
Calculations of self maintained (on a basis of Boltzmann equation) and non-self-maintained discharges in propane-air mixtures have been made. Rate constants of electron-molecule processes have been computationally obtained. Breakdown fields have been estimated with respect to a composition of the mixture.

The calculating plasmachemical code we accounted 119 chemical reactions for components of ionized air and 74 reactions for components of igniting propane (Varatharajan B., Williams F.A. 2002) at mixture excitation by an electric field, an electric field and/or external electron-beam ionizer. Obtained results for autoignition are in good agreement with experimental data. We have obtained ignition times at different initial temperatures of the mixture.

Calculations show that presence of the plasma leads to decrease of propane-air mixture inflammation time.



*Rate constants of ionization and attachment dependences via parameter  $E/N$  (Td) in propane – air mixture at different concentration of propane in the mixture.*



*Temporary temperature dependences of stoichiometric propane-air mixture in the non-self-maintained discharge and in the hot gas ( $T=1500K$ ).*



## ВОСПЛАМЕНЕНИЕ ПРОПАНО-ВОЗДУШНОЙ СМЕСИ ПРИ ПОМОЩИ ГАЗОВЫХ РАЗРЯДОВ

*Н.В. Арделян, В.Л. Бычков, Д.В. Бычков, И.В. Кочетов, К.В. Космачевский*

Прделаны расчеты параметров самостоятельного (на основе решения уравнения Больцмана) и несамостоятельного разрядов в пропано-воздушной смеси. Получены константы скоростей электронно-молекулярных процессов. Оценены пробойные поля в зависимости от состава смеси.

В расчетной плазмохимической схеме учтено 119 химических реакций компонент ионизованного воздуха и 74 реакции компонент воспламеняемого пропана (Varatharajan B., Williams F.A. 2002) при учете возбуждения электрическим полем, электрическим полем и/или внешним электронно-пучковым ионизатором. Полученные результаты для автовоспламенения хорошо согласуются с экспериментальными данными. Получены времена воспламенения при различной исходной температуре этой смеси.

Расчеты показывают, что присутствие плазмы приводит к снижению времени воспламенения пропано - воздушной смеси.

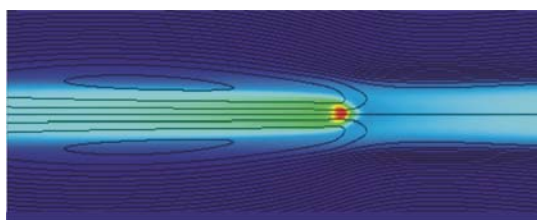
## INFLUENCE OF ELECTRICAL DISCHARGE IN EXTERNAL MAGNETIC FIELD ON GAS FLOW STRUCTURE AND MIXING

*Klement'eva I., Bityurin V., Bocharov A.*

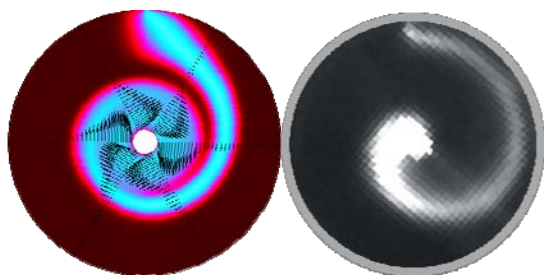
Institute for High Temperatures of Russian Academy of Sciences, Izhorskaya 13/19, Moscow, Russia, 125412,  
[klementyeva@ihed.ras.ru](mailto:klementyeva@ihed.ras.ru)

Investigation of gas flow – plasma formation interaction is a perspective and rapidly developing direction of modern technical science. Studies in that field are boosted by efforts to design a high speed vehicle. Goals of theoretical, numerical and experimental investigations in the area are to improve airplanes maneuverability influencing parameters of incident flow, boundary layer and conical vortexes; to reduce aerodynamical drag and improve heat exchange, to intensify mixing and combustion of high speed flows in combustion chambers by plasma formations applying. The investigations are carried out on different facilities configurations with various types of electrical discharges.

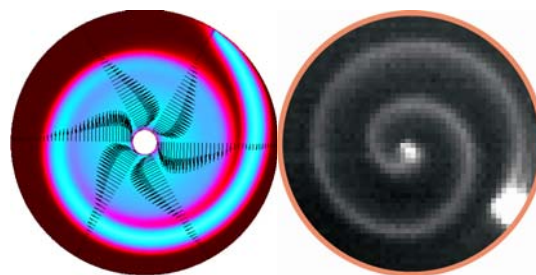
In the presented work DC electrical discharge influence on gas flow structure has been studied in task setting on MHD enhanced mixing of non-premixed streams of fuel and oxidizer. The problem is that speed of fuel and oxidizer streams in high-speed combustion chambers is too high to allow them to create a combustible mixture during short residence times. A possible way to intensify kinematical mixing and hence combustion of non-premixed gas fuel and oxidizer is to use electrical discharges in external magnetic field. That method is called MHD-method and is described earlier in [1 – 3].



*Fig.1. Vortexes generation.*



*Fig.2. Discharge rotation.*



*Fig.3. Discharge spiral evolution.*

Theoretical, numerical and experimental results of electrical discharge influence on gas flow structure have been summarized and mechanisms of that influence have been revealed. Three types of gas flow perturbations under the electrical discharge in magnetic field have been marked out and explained:

1. vortexes generation in cross section plane of the discharge due to non-potentiality of the electromotive force (Fig.1.);
2. gas medium movement forced by discharge rotation;
3. flow field modification due to electrical discharge spiral evolution.

Preliminary flow structure measurements approving the described perturbations have been carried out.

## References

1. A.N.Bocharov, S.B.Leonov, D.S.Baranov, I.B.Klement'eva, V.A.Bityurin. MHD Enhanced Mixing and Combustion in Cocurrent Streams // In: 4th Workshop on Magnetoplasma Aerodynamics for Aerospace Applications, Moscow, Russia, 9-11 April, 2002, pp.220 – 230.
2. V.Bityurin, I.Klementyeva, A.Bocharov. Investigation of electrical discharges interaction with gas flows in external magnetic fields for problems of mixing and combustion intensification // In: 16th International Conference on Gas Discharges and their Applications, Xian, China, Sept. 11-15, 2006, pp.425 – 428.
3. A.Bocharov, V.Bityurin, I.Klement'eva, A.Klimov. Numerical and Experimental Study of MHD Assisted Mixing and Combustion // In: 45th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, 2006, AIAA Paper 2007-1024.

## ВЛИЯНИЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО РАЗРЯДА ВО ВНЕШНЕМ МАГНИТНОМ ПОЛЕ НА СТРУКТУРУ ГАЗОВОГО ПОТОКА И СМЕШЕНИЕ

*Клементьева И., Битюрин В., Бочаров А.*  
ОИВТ РАН, Москва, Россия

Исследование взаимодействия поток – плазменное образование является перспективным и быстро развивающимся направлением современной науки. Необходимость более тщательного изучения такого взаимодействия возникла в связи с созданием высокоскоростных летательных аппаратов. Целью проводимых в этой области экспериментальных и расчетно-теоретических исследований являются: 1) улучшение управляемости летательных аппаратов путем воздействия плазменных образований на параметры набегающего потока, пограничного слоя и конических вихрей; 2) снижение аэродинамического сопротивления и улучшение теплообмена; 3) интенсификация смешения и горения в сверхзвуковом потоке камеры сгорания с

помощью плазменных орозований. Исследования проводятся в различных конфигурациях экспериментальных установок с использованием нескольких типов электрических разрядов.

В данной работе изучено влияние электрического разряда постоянного тока на структуру газового потока в постановке задачи об МГД интенсификации смешения предварительно неперемешанных струй топлива и окислителя. Обеспечение выполнения устойчивого, эффективного смешения и сгорания в сверхзвуковом потоке камеры сгорания – одна из важных задач при создании двигателей высокоскоростных летательных аппаратов. На коротких пролетных временах топливо и окислитель не успевают образовать способную к сгоранию смесь, и необходимо применять дополнительные способы для интенсификации их смешения. Одним из методов, позволяющим интенсифицировать кинематическое перемешивание и следовательно горение в газовых потоках разделенных компонентов топлива и окислителя, является МГД-метод, который заключается: 1) в создании импульсного электрического разряда в газовом потоке; 2) в использовании взаимодействия электрического разряда с внешним магнитным полем для организации вторичных вихревых течений [1-3]. В ходе работы обобщены теоритические, численные и экспериментальные результаты влияния электрического разряда на структуру газового потока и выявлены механизмы такого влияния. Отмечены и объяснены три типа возмущений газового потока электрическим разрядом в магнитном поле: 1. генерация вихрей в плоскости поперечного сечения разряда как следствие непотенциальности электромагнитной силы (Рис.1.); 2. движение газовой среды, вызванное вращением разряда (Рис.2.); 3. модификация поля течения вследствие эволюции разряда по форме спирали (Рис.3.). Проведены предварительные измерения параметров потока, подтверждающие описанные выше возмущения.

## CONTACTLESS DETERMINATION OF SURFACE TEMPERATURE WITHIN THE SUPERSONIC CHANNEL.

*Leonov S.B., Savelkin K.V., Firsov A.A.*

The possibility to determine the temperature of the wall inside the supersonic channel under different experimental conditions by non-contact method is described.

Infrared thermal imager ThermoView Ti30 is used for determination of the surface temperature. The characteristics of the device are the following: operating spectral range of 7-14 microns, temperature measurement interval of 0 - 250 °C, matrix of 160x120 pixels and focus from 0.61 m to infinity. It is not technically possible to place the thermal imager inside the supersonic channel with the cross-section of 70x60 mm. Due to the fact that most materials are not transparent in the spectral range mentioned above a combined optical window with Ø 30mm inset from zinc selenide (SeZn), which skips over 70% in the range of wavelengths, is applied. In later experiments monolithic window of SeZn 100 mm in diameter was used to increase the field of vision. Due to the fact that the window reduces the temperature measured the correction curve was experimentally determined by simultaneously measurements of soldering iron temperature through the window and without it. In the temperature range of 150 - 250 °C the difference was about 35 °C. A one thermogram per experiment was got due to absence of the special synchronization mode and ability of the thermal system to work only in the frame mode. Accurate quantitative comparison of different experimental conditions is not allowed because of difficulties with the sync; however the experiments made it possible to qualitatively describe the effects observed. In the experiments the electrodes were located on the wall of the channel, and the fuel was injected through the holes in the same wall downstream.

The results obtained let us suggest that injected fuel cools the wall of the channel: at the same parameters of the discharge the wall temperature downstream the area of fuel injection for the experiment without fuel is considerably higher than that for the case of fuel injection in the discharge region. The maximum temperatures correspond to the area close to the electrodes and do not exceed 220 °C. The results obtained do not allow for a confident conclusion about the differences in the cases of hydrogen and ethylene, as well as for the use of heater. The results indicate that differences for the upper areas (area of electrodes and fuel injection) are not significant.

### **БЕСКОНТАКТНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ СТЕНКИ СВЕРХЗВУКОВОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ.**

*Леонов С.Б., Савёлкин К.В., Фирсов А.А.*

Изучается возможность определения температуры стенки внутри сверхзвукового канала при разных условиях эксперимента бесконтактным способом.

Для определения температуры поверхности используется инфракрасный тепловизор ThermoView™ Ti30, работающий в спектральном диапазоне 7-14 мкм, интервал измерения которого 0 – 250 °C. Прибор имеет матрицу 160x120 точек и фокусируется от 61 см до бесконечности. Технически не представляется возможным поместить его внутрь сверхзвукового канала, поперечное сечение которого 70x60 мм. В связи с тем, что большинство материалов не прозрачны в используемом спектральном диапазоне, для съемки применялось комбинированное оптическое окно со вставкой Ø 30мм из селенида цинка (SeZn), пропускающего более 70% в указанном интервале длин волн. В более поздних экспериментах для увеличения поля обзора применялось монолитное окно из SeZn диаметром 100 мм. В связи с тем, что окно уменьшает измеряемую температуру, была экспериментально определена поправочная кривая: одновременно измерялась температура паяльной лампы через стекло и без него. В интервале температур 150 – 250 °C разница составляла ~ 35 °C. В связи с тем, что тепловизор не имеет специализированной системы синхронизации и съемка возможна только в покадровом режиме, за один эксперимент снималась одна термограмма. Сложности с синхронизацией не позволили провести точное количественное сравнение для разных условий эксперимента, однако проведенные эксперименты дали возможность качественно описать наблюдаемые эффекты. В проводимых экспериментах электроды располагались на стенке канала, а топливо подавалось через отверстия в той же стенке ниже по течению.

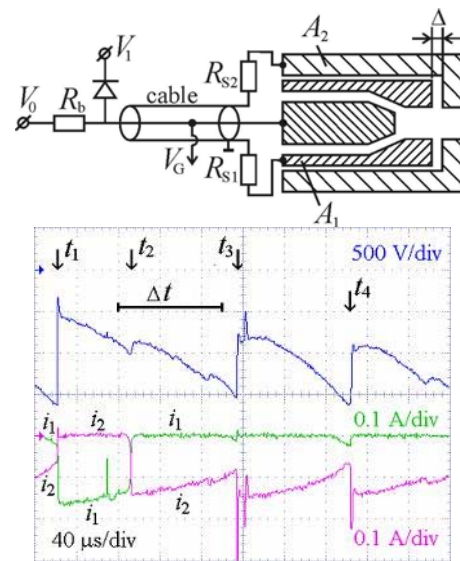
Полученные результаты позволяют говорить о том, что подаваемое топливо охлаждает стенку канала: при одинаковых параметрах разряда температура стенки в области ниже зоны подачи топлива для случая без топлива существенно выше, чем температура в случаях подачи топлива в область горения разряда. Максимальные температуры достигаются в приэлектродной области и не превышают 220 °C. Полученные результаты не позволяют сделать уверенный вывод о различиях для случаев водорода и этилена, а также для случаев использования подогревателя. Результаты свидетельствуют о том, что различия для верхних областей (область электродов и подачи топлива) не существенны.

# NONSTEADY-STATE GAS DISCHARGE IN LOW-CURRENT PLASMATRON FOR PLASMA ASSISTED COMBUSTION

*Yu. D. Korolev, O. B. Frants, N. V. Landl, V. G. Geyman*  
*Institute of High Current Electronics RAS, Tomsk, 634055 Russia*  
*I. B. Matveev*  
*Applied Plasma Technologies McLean, VA, 22101 USA*

This paper deals with the investigation of a nonsteady-state discharge regimes in the plasmatron as applied to air-hydrocarbon mixtures [1]. The electrode system is based on the design of a classical coaxial type plasmatron. Compared with a thermal plasmatron mode, the averaged discharge current in the described device has been decreased to about (0.1- 0.2) A. In these conditions, the discharge regime can be interpreted as a kind of glow discharge in a vortex gas flow with the random transitions from glow to sparks. If we consider some instant of time we can distinct in the anode nozzle the following discharge regions: a weakly ionized gas that fills the plasmatron anode nozzle thus forming the plasma plume and a plasma column of about 1 mm in diameter attached to the cathode and anode spots. Then the plasma column (plasma channel) exists on a background of the weakly-ionized plume and a considerable fraction of total discharge current to the anode closes via this column.

A point of the channel current attachment at the anode surface (anode spot) can move over the surface due to gas flow. With the intent of diagnostics of the anode spot replacement and of the current redistribution over the anode surface, we constructed two-sectioned anode whose design is schematically shown in Fig. 1. In this design, the current is measured separately to the anode sections  $A_1$  and  $A_2$  by means of the current shunts  $R_{S1} = 1 \text{ Ohm}$  and  $R_{S2} = 1 \text{ Ohm}$ .



**Fig.1.** Schematic of two-sectioned anode plasmatron with separate measurement of current to each section and example of the voltage and current waveforms. Anode nozzle diameter is 5 mm, anode nozzle length is 10 mm.  $V_0=3.0\text{kV}$ ,  $R_b=13.6\text{k}\Omega$ ,  $C=300\text{pF}$ , gas flow  $G(\text{air}) = 1\text{g/s}$ .

In Fig.1 we can see that just before the instant  $t_1$  the current flows both to the sections  $A_1$  and  $A_2$ . The instant  $t_1$  corresponds to the glow-to-spark transition as a result of which the spark channel is attached to section  $A_1$ . Due to effect of the gas flow, the anode spot replaces over the anode surface, the length of the plasma channel increases so that the voltage drop across the channel increases as well. It is seen, that the new transition to spark appears at instant  $t_3$ .

The paper presents the data on detail investigation of the nonsteady-state properties of the discharge with a use of the above-described method and with a use of discharge observation by means of CCD camera.

The work was supported by the Russian Foundation for Basic Research under the Grants No 08-08-00121 and No 09-08-99063.

1. Yu.D.Korolev, O.B.Frants, N.V.Landl, V.G.Geyman, and I.B.Matveev, Glow- to-Spark Transitions in a Plasma System for Ignition and Combustion Control, *IEEE Trans. Plasma Sci.*, vol. 35, no. 6, pp. 1651–1657, Dec. 2007.

## НЕСТАЦИОНАРНЫЙ ГАЗОВЫЙ РАЗРЯД В СЛАБОТОЧНОМ ПЛАЗМОТРОНЕ ДЛЯ ПЛАЗМЕННОГО ПОДДЕРЖАНИЯ ГОРЕНИЯ.

*Ю. Д. Королев, О. Б. Франц, Н. В. Ландль, В. Г. Гейман*  
Институт сильноточной электроники СО РАН, Томск, 634055 Россия  
*I. B. Matveev*  
Applied Plasma Technologies McLean, VA, 22101 USA

Статья посвящена исследованию нестационарных разрядов в плазмотроне применительно к углеводородсодержащей смеси [1]. За основу электродной системы взята конструкция классического коаксиального плазмотрона. По сравнению с дуговым плазматроном, средний ток разряда в установке был уменьшен до (0,1 – 0,2) А. В этих условиях режим разряда может быть интерпретирован как разряд типа тлеющего в вихревом потоке газа со случайными переходами из тлеющего разряда в искру. В любой момент времени в анодном сопле можно различить следующие области разряда: слабоионизованный газ, который заполняет полость анодного сопла, тем самым формируя плазменный факел, и плазменный столб диаметром примерно 1 мм привязанный к катодному и анодному пятнам. Таким образом, на фоне слабоионизованного факела существует плазменный столб (канал), причем существенная часть полного тока разряда замыкается на анод через этот канал.

Под действием потока газа, место привязки тока на аноде (анодное пятно) может двигаться по внутренней поверхности сопла. С целью диагностики смещения анодного пятна и распределения тока вдоль поверхности анода, был сконструирован двухсекционный анод, схематичное изображение которого приведено на рис. 1. В такой конструкции ток, текущий на секции  $A_1$  и  $A_2$  измеряется отдельно посредством токовых шунтов  $R_{s1} = 1\text{ Ом}$  и  $R_{s2} = 1\text{ Ом}$ .

На рис.1 видно, что непосредственно перед моментом времени  $t_1$ , ток течет как на секцию  $A_1$  так и на секцию  $A_2$ . Момент времени  $t_1$  соответствует переходу от тлеющего разряда в искру, в результате которого искровой канал привязывается к секции  $A_1$ . Под действием потока газа анодное пятно перемещается вдоль поверхности анода, длина плазменного канала увеличивается, что ведет к увеличению падения напряжения на столбе. Следующий переход в искру происходит в момент времени  $t_3$ .

В статье представлены данные о детальном исследовании нестационарных свойств разряда при помощи описанного метода, а также с помощью CCD камеры.

Работа поддержана Российским Фондом Фундаментальных Исследований в рамках грантов № 08-08-00121 и № 09-08-99063.



## REGIMES OF DISCHARGE BURNING IN HIGH-SPEED AIR/HYDROCARBONS FLOWS

*B. V. Postnikov, K. A. Lomanovich*

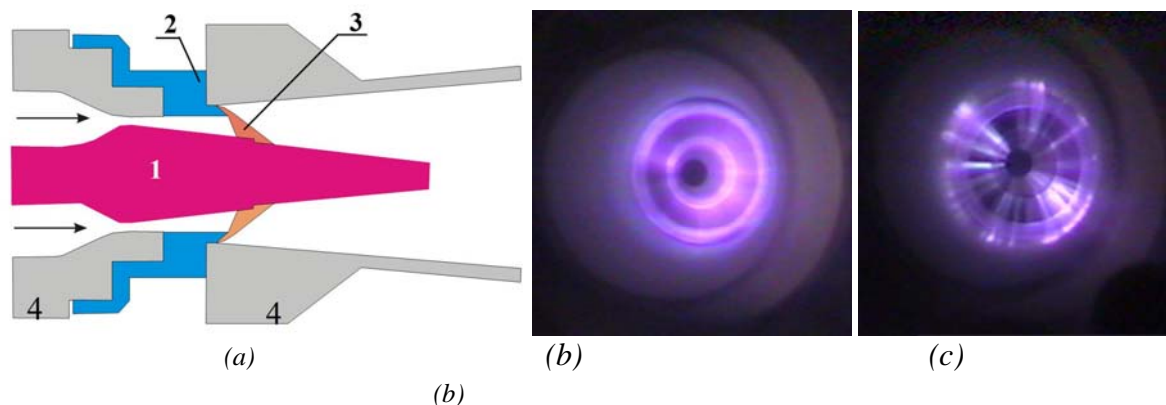
Institute of Theoretical and Applied Mechanics RAS, Novosibirsk, Russia

*Yu. D. Korolev, O. B. Frants, N. V. Landl, V. G. Geyman*

Institute of High Current Electronics RAS, Tomsk, 634055 Russia

This paper considers the investigations of the effect of gas flow on the discharge properties as applied to air/hydrocarbon mixtures. The electrode arrangement of the discharge gap resembles that for coaxial arc plasmatron. However, the average discharge current was rather low (of about 0.1 A). In these conditions, the gas discharge burns in specific nonsteady state regimes [1]. The experiments have been carried out both with a moderate gas flow velocities (subsonic flow) and with a supersonic flow. In both cases, the gas flow velocity strongly affects on the discharge behavior. In particular, the gas flow forces the cathode and the anode spots to move over the electrode surface. Beside that, the length of plasma channel in this case can increase with time.

One of the experimental arrangements that have been used in the experiments is shown in Fig. 1 [2]. The electrodes system is inserted in supersonic nozzle. Electrode geometry provides the sharp edges so that the cathode and anode spots are localized at the edges. Typical gas flow was up to 10 g/s with a static gas pressure in the discharge area from 3 to 15 mBar. In the terms of gas discharge, here we deal with a rather low reduced gas pressure (about 10 Torr or less).



**Fig. 1.** Schematic of electrode system arrangement for the discharge in supersonic gas flow and the side view discharge photographs. 1 – anode of the discharge gap; 2 – cathode; 3 – discharge area; 4 – insulator. (b) – discharge in air with 1.5 percent of propane; (c) – air with 4 percent of propane.

Depending on gas pressure, gas composition and flow velocity different types of discharges have been revealed. A kind of steady state glow is characteristic of the discharge in air and in air with a low percentage of hydrocarbons (Fig. 1b). An increase in propane percentage results in a regime of nonsteady state discharge. The essence of this regime is appearance of the spark channels on background of glow discharge plasma (Fig. 1c).

The experimental data on transition from glow mode to nonsteady state mode of discharge burning are presented in this paper. The distinctive features of discharge in subsonic and supersonic flow are discussed.

The work was supported by the Russian Foundation for Basic Research under the Grants No 08-08-00121 and No 09-08-99063.

## References

1. Yu. D. Korolev, O. B. Frants, N. V. Landl, V. G. Geyman, and I. B. Matveev, "Glow-to-Spark Transitions in a Plasma System for Ignition and Combustion Control", *IEEE Trans. Plasma Sci.*, vol. 35, no. 6, pp. 1651–1657, Dec. 2007.
2. B. V. Postnikov, S. S. Pravdin, V. M. Fomin, V. P. Fomichev, "Glow Discharge in a Supersonic Flow of Reactive Gases", *Fifteen Int. Conf. on MHD Energy Conversion and Sixth Int. Workshop on Magnetoplasma Aerodynamics*, Moscow, May 24-27, 2005, vol.2, pp. 656 – 659.

## РЕЖИМЫ ГОРЕНИЯ РАЗРЯДА В ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ПОТОКАХ ВОЗДУХА С УГЛЕВОДОРОДАМИ

**Б. В. Постников, К. А. Ломанович**

*Институт теоретической и прикладной механики РАН, Новосибирск, Россия*

**Ю. Д. Королев, О. Б. Франц, Н. В. Ландль, В. Г. Гейман**

*Институт сильноточной электроники СО РАН, Томск, 634055 Россия*

В статье приведены результаты исследования по влиянию потока газа на свойства разряда в смесях воздуха с углеводородами. Система электродов разрядного промежутка представляет коаксиальный дуговой плазмотрон. Однако средний ток разряда был довольно низким (около 0,1 А). В этих условиях разряд горит в специфическом нестационарном режиме [1]. Эксперименты проводились как при умеренных скоростях газа (дозвуковые потоки), так и при сверхзвуковых. В обоих случаях скорость потока газа влияет на поведение разряда. В частности, поток заставляет катодные и анодные пятна двигаться по поверхности электродов, так что длина плазменного канала может увеличиваться со временем.

Конструкция одной из экспериментальных установок представлена на рис.1 [2]. Система электродов встроена в сверхзвуковое сопло таким образом, что катодные и анодные пятна локализуются на острых краях электродов. Типичный расход газа составлял до 10 г/с при статическом давлении газа в разрядной области от 3 до 15 мбар. В терминах газового разряда, здесь мы имеем дело с довольно низким давлением газа (около 10 Тор).

В зависимости от давления газа, состава смеси и скорости потока были обнаружены различные типы разрядов. Разряд в чистом воздухе и в воздухе с низким содержанием углеводородов (рис. 1б) характеризуется появлением стационарного разряда типа тлеющего. Увеличение содержания пропана в смеси приводит к режиму нестационарного разряда. Суть этого режима состоит в появлении искровых каналов на фоне тлеющего разряда (рис. 1с).

В данной статье приведены экспериментальные данные по переходу из режима тлеющего разряда в режим нестационарного разряда. Обсуждаются отличительные особенности разряда в дозвуковых и сверхзвуковых потоках.

Работа поддержана проектами РФФИ № 08-08-00121 и № 09-08-99063.



## INTERACTION THERMAL VORTEXES WITH A FLOW

*E.E. Son, D.V. Tereshonok*  
[dimon\\_ter@mail.ru](mailto:dimon_ter@mail.ru)

Our research presents the efficiency of the flow control through the thermal influence on the flow. Vorticity is generated by the gravitation force and the thermal source. For this reason the most important is the vorticity equation which results from the Navier-Stokes equation by applying the rotor operation.

$$\frac{\partial \vec{\Omega}}{\partial t} + (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{\Omega} = \frac{1}{\rho^2} \nabla \rho \times \nabla p + \nu \Delta \vec{\Omega}$$

For any barotropic flow density is the function of pressure

$$\rho = \rho(p) \quad \nabla \rho \times \nabla p = 0$$

For politropic flow  $p = \text{const} \cdot \rho^{-n}$  where in the limiting cases of adiabatic flow  $n = \gamma = C_p / C_v$  for isothermal flow  $n = 1$  and no vorticity created.

Using equation for change density for baroclinic fluid and take into account that important only first term we will have equation for forticity:

$$\nabla \rho = \left( \frac{\partial \rho}{\partial T} \right)_p \nabla T + \left( \frac{\partial \rho}{\partial p} \right)_T \nabla p$$

$$\frac{\partial \vec{\Omega}}{\partial t} + (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{\Omega} = - \frac{\beta T}{\rho} \nabla \ln T \times \nabla p + \nu \Delta \vec{\Omega}$$

The energy equation for temperature has the form:

$$\rho C_p \frac{dT}{dt} = \beta T \frac{dp}{dt} + \hat{\sigma} : \nabla \vec{V} - \nabla \cdot (\vec{q} + \vec{q}^R) + \vec{j} \cdot \vec{E}^* + Q_{chem}$$

In the boundary layer near the plane wall pressure gradient is directed against the flow velocity, near the curvature surface the part of the pressure gradient is directed along the normal to the surface. The temperature gradient exist in the cases of wall heated and convective heat transfer to the gas, usually in the direction normal to the surface.

The main idea of the thermal effect is interaction between gas flow and generated vortex. From the energetic considerations it is clear that there is an energetic limit of the source power which determines the expediency of the heat using. That is why a question about form of the impulse for more effective influence on the flow arises.

## ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ТЕПЛОВЫХ ВИХРЕЙ С ПОТОКОМ.

*Сон Э.Е., Терешонок Д.В.*  
 ОИВТ РАН, Москва

Данная работа посвящена изучению теплового воздействия на поток. Под действие гравитационного поля и источника тепла в потоке газа образуется завихренность. Для понимания происходящих процессов, следует рассмотреть

уравнение для вихря, которое есть результат применения ротора к уравнению Навье-Стокса.

$$\frac{\partial \vec{\Omega}}{\partial t} + (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{\Omega} = \frac{1}{\rho^2} \nabla \rho \times \nabla p + \nu \Delta \vec{\Omega}$$

Для любой баротропной жидкости плотность есть функция давления

$$\rho = \rho(p) \quad \nabla \rho \times \nabla p = 0$$

Для политропического течения  $p = \text{const} \cdot \rho^{-n}$ , с предельными случаями адиабатического  $n = \gamma = C_p / C_v$  и изотермического  $n = 1$  течений завихренности так же нет.

Используя уравнение для изменения плотности бароклинической жидкости, и беря во внимание, что важен только первый член, получим уравнение для  $\vec{\Omega}$ :

$$\nabla \rho = \left( \frac{\partial \rho}{\partial T} \right)_p \nabla T + \left( \frac{\partial \rho}{\partial p} \right)_T \nabla p$$

$$\frac{\partial \vec{\Omega}}{\partial t} + (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{\Omega} = - \frac{\beta T}{\rho} \nabla \ln T \times \nabla p + \nu \Delta \vec{\Omega}$$

Уравнение энергии для температуры представлено в следующей форме:

$$\rho C_p \frac{dT}{dt} = \beta T \frac{dp}{dt} + \hat{\sigma} : \nabla \vec{V} - \nabla \cdot (\vec{q} + \vec{q}^R) + \vec{j} \cdot \vec{E}^* + Q_{chem}$$

В пограничном слое возле стенки градиент давления и поток газа направлены в противоположные стороны. При наличии кривизны поверхности градиент давления будет иметь составляющую вдоль нормали. Градиент температуры существует в случае нагрева стенки и конвективного распространения тепла, и обычно направлен по нормали к поверхности.

Главная идея теплового воздействия на поток состоит во взаимодействии образованного вихря за счет нагрева. Из энергетических соображений, ясно, что будет предел мощности источника, выше которого применение нагрева не является целесообразным. Поэтому возникает вопрос, о форме импульса для более эффективного воздействия на поток.

## SHOCK-WAVE STRUCTURE OF RAREFIED CHANNEL FLOWS WITH DIRECT CURRENT DISCHARGE AND MAGNETIC FIELD

*S.T. Surzhikov, J.S. Shang*  
IPMech RAS, Moscow, Russia  
Wright State University, Dayton, Ohio, USA

Review of general results obtained at computational study of rarefied channel flows with direct current discharge and magnetic field is presented. Electrodynamic structure of direct current discharges (DCD) in rarefied hypersonic flows is analyzed in the frame of ambipolar model of a glow discharge.

Consideration of statement and numerical simulation results for several configurations of glow discharges inside gasdynamic channels are presented. Schematics of solved problems are shown in Fig.1. These are:

- Surface gas discharges inside plane channel (a),
- Transversal gas discharges with magnetic field inside plane channel (б),

- Transversal gas discharges inside curvilinear channel (c,d).

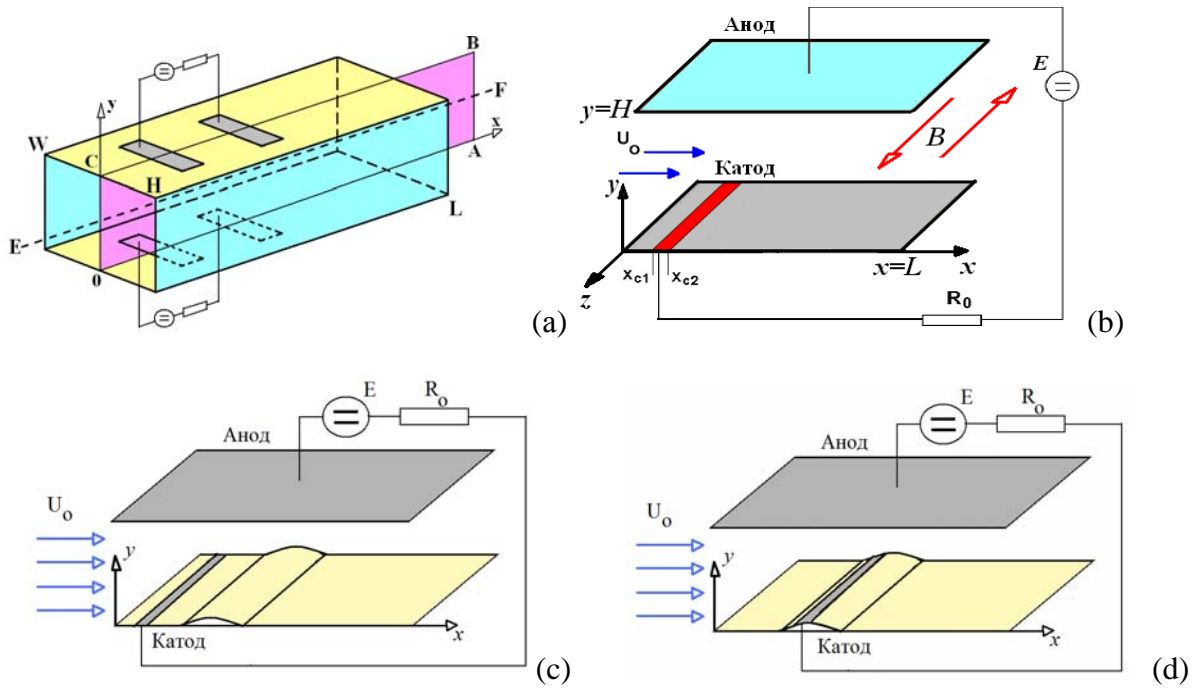


Fig. 1 Schematics of hypersonic channels with DCD and magnetic field

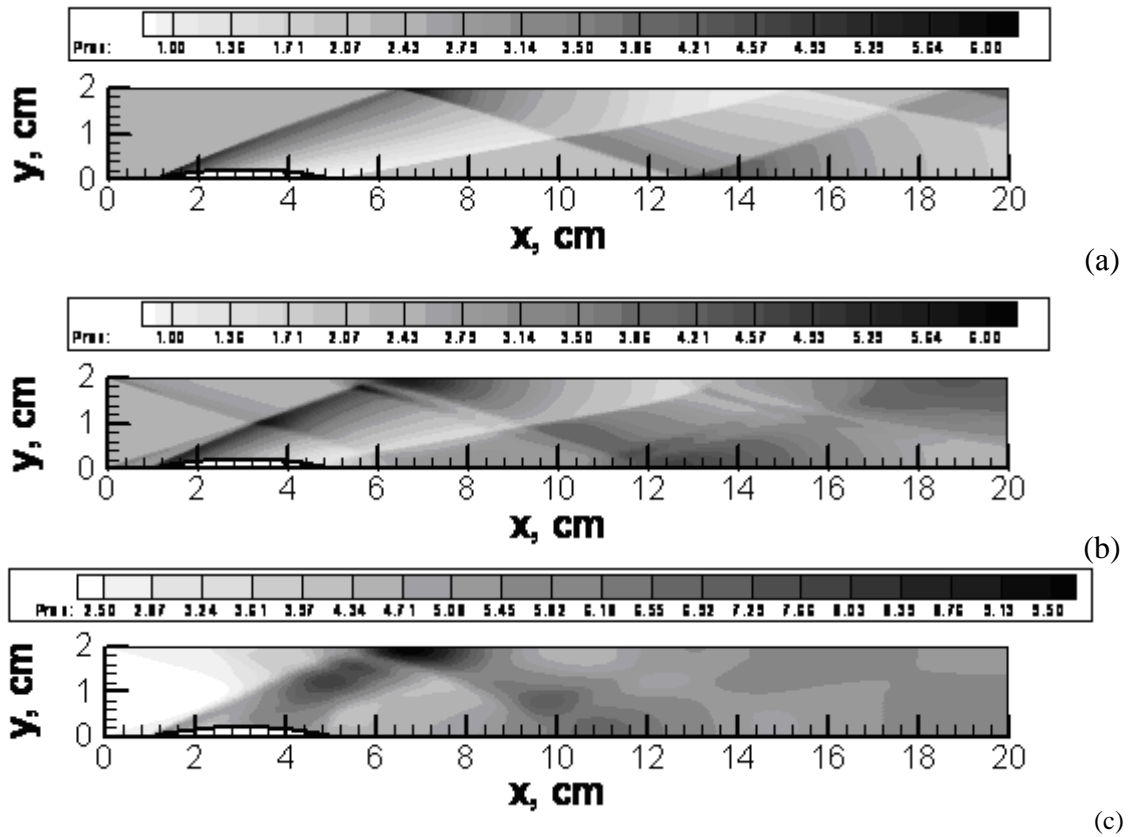


Fig. 2 Pressure inside hypersonic channel. Calculation with the Euler (a) and Navier-Stokes (b) equations without DCD, and with DCD (c) at electromotive force  $E=700$  Volt

Developed numerical simulation model is presented and discussed. This model includes Navier-Stokes and Euler equations, energy conservation equation, continuity equation for charged particles in ambipolar approach with magnetic field. Real thermo physic properties are taken into account.

Initial condition for the numerical simulation correspond to conditions of experimental research described in Ref.1.

As an example, figs.2 show pressure distribution inside curvilinear hypersonic channel without gas discharge and with gas discharge.

It is shown that direct current discharge can be used for modification of shock wave structure of rarefied channel flows.

### References

1. Shang J.S., Surzhikov S.T., Kimmel R. et al. Mechanisms of Plasma Actuators For Hypersonic Flow Control//Progress in Aerospace Sciences. 2005. Vol.41. pp. 642-668.

## УДАРНО-ВОЛНОВАЯ СТРУКТУРА РАЗРЕЖЕННЫХ ГИПЕРЗВУКОВЫХ ПОТОКОВ В ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ТРАКТАХ С ТЛЕЮЩИМ РАЗРЯДОМ И МАГНИТНЫМ ПОЛЕМ

*С.Т.Суржи́ков, Дж.С. Шэнг*

Институт проблем механики им. А.Ю.Ишлинского РАН, г. Москва  
Wright State University, Dayton, OHIO

Представлен обзор основных результатов, полученных с использованием двумерной сопряженной электро-газодинамической вычислительной модели при изучении газодинамической структуры разреженных гиперзвуковых потоков в газодинамических каналах различной конфигурации, внутри которых зажигается тлеющий разряд. Изучена электродинамическая структура тлеющих разрядов в рамках амбиполярного приближения в гиперзвуковых потоках разреженного газа.

Дается постановка и решение класса задач (см. схемы решенных задач на рисунке) об ударно-волновой структуре в разреженных гиперзвуковых потоках газа:

- в плоском канале, на противоположных поверхностях которого расположены секционированные электроды для создания непрерывного поверхностного тлеющего разряда (а),
- в плоском канале, между двумя поверхностями которого поддерживается непрерывный тлеющий разряд поперечный газовому потоку и внешнему магнитному полю между несимметричной конфигурацией электродов: катод представляет собой узкую полосу, расположенную на нижней поверхности канала поперек газовому потоку, а верхняя поверхность является сплошным анодом (б),
- в криволинейном канале, на одной из поверхностей которого расположена катодная секция электроразрядного промежутка, а другая поверхность является анодом (в,г),

Обсуждаются особенности используемой двумерной сопряженной электро-газодинамической модели, ориентированной на расчет электро-газодинамических процессов в плоских и криволинейных областях, включающая в себя уравнения неразрывности и Навье–Стокса, уравнения сохранения энергии, уравнения неразрывности заряженных частиц в амбиполярном приближении с учетом поперечного магнитного поля. Учтены реальные теплофизические и переносные свойства.

Исходные данные для численного исследования соответствовали условиям экспериментальных исследований, выполненных на ударной трубе и представленные в работе [1].

В качестве примера на рис.2 показаны изобары в криволинейном канале без разряда и с тлеющим разрядом (с э.д.с.  $E=700$  В, эффективность джоулева тепловыделения  $\eta=0.25$ )

Показано, что использование тлеющего разряда в разреженном гиперзвуковом потоке позволяет эффективно модифицировать ударно-волновую структуру потока.

### **SIMULATION OF MICROWAVE ENERGY DEPOSITION IN AIR AND APPLICATIONS TO FLOW CONTROL**

***D. Knight***

Dept of Mechanical and Aerospace Engineering, Rutgers University, Piscataway, NJ 08854 Email: [doyleknight@gmail.com](mailto:doyleknight@gmail.com). Telephone: 732 445 4464. Faxsimile: 732 445 3124

***Y. Kolesnichenko and V. Brovkin***

Joint Institute of High Temperatures, RAS, Moscow 125412, Russia

***V. Lashkov and I. Mashek***

St. Petersburg State University, St. Petersburg 198504, Russia

A fully three-dimensional, time-accurate gas dynamic code has been developed for simulation of microwave energy deposition in air and the interaction of the microwave-generated plasma with an aerodynamic body. The thermochemistry model, developed at the Joint Institute of High Temperatures, incorporates 23 species and 238 reactions. The thermochemistry model has been validated by comparison with experiment [1]. The gas dynamic code has been applied to the simulation of the interaction of a microwave-generated plasma with a hemisphere cylinder at Mach 2.1 corresponding to experiments conducted at St. Petersburg State University [2]. The computed surface centerline pressure on the hemisphere shows close agreement with experiment. Additional computational results using the gas dynamic code will be presented.

#### **References**

1. Khmara, D., Kolesnichenko, Y. and Knight, D., "A Kinetic Model of Microwave Energy Deposition in Air", in *Fifth Workshop on Thermochemical Processes in Plasma Dynamics*, Kuranov, A. (Ed.), Leninetz Holding Company, St. Petersburg, Russia, June 2006.
2. Lashkov, V., Mashek, I., Anisimov, Y. Ivanov, V., Kolesnichenko, Y., Ryvkin, M. and Gorynya, A., "Gas Dynamic Effect of Microwave Discharge on Supersonic Cone-Shaped Bodies", AIAA Paper No. 2004-0671, January 2004.

### **МОДЕЛИРОВАНИЕ СВЧ ЭНЕРГОВЫДЕЛЕНИЯ В ВОЗДУХЕ С ПРИЛОЖЕНИЕМ К УПРАВЛЕНИЮ ПОТОКАМИ**

***D. Knight***

Dept of Mechanical and Aerospace Engineering, Rutgers University, Piscataway, NJ 08854

***Ю. Колесниченко и В. Бровкин***

ОИВТ РАН, Москва 125412, Россия

***В. Лашков и И. Машек***

С.-Петербургский Государственный Университет, С.-Петербург 198504, Россия

Разработан трехмерный, высокого порядка точности по времени газодинамический код для моделирования выделения СВЧ энергии в воздухе и

взаимодействия СВЧ плазмы с аэродинамическим телом. Термохимическая модель, развитая в ОИВТ РАН, включает в себя 23 реагента и 238 реакций. Достоверность термохимической модели была подтверждена сравнением с экспериментом. Разработанный газодинамический код был применен для моделирования взаимодействия СВЧ плазмы с телом в виде полусферы-цилиндра в потоке с числом Маха 2.1, соответствующим экспериментам, проведенным в С.-Петербургском Государственном Университете. Вычисленная зависимость давления в точке торможения полусферы от времени близка к экспериментально зарегистрированной. Будут представлены и другие результаты, полученные с использованием кода.

### **REGIMES OF FLOW OVER BODIES FOR UPSTREAM ENERGY DEPOSITION OF VARIOUS GEOMETRICAL CONFIGURATIONS**

*P.Yu. Georgievsky*

Institute for Mechanics of Moscow State University

*V.A. Levin*

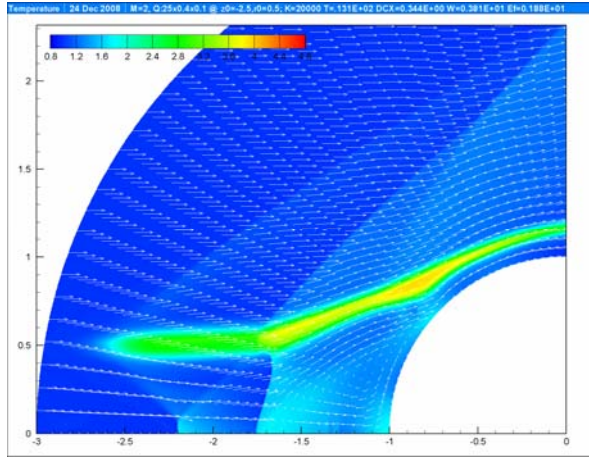
Institute for Automation and Control Processes of Russian Academy of Sciences

During the last years the energy deposition into a localized region of a supersonic flow in particular was considered as the method for the improvement of aerodynamic characteristics of bodies. The effect of the wave drag reduction is conditioned by the interaction of the temperature wake (which is formed downstream the energy deposition region) with the shock layer ahead of the body. The key factor for this interaction is the dynamic pressure decreasing that is occurred in the temperature wake.

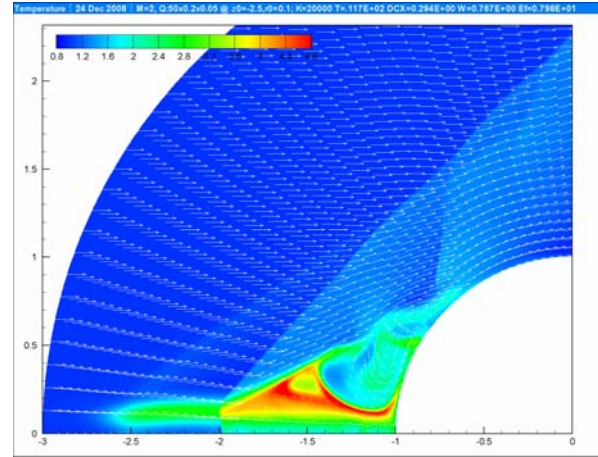
Depending on the geometrical configuration of the energy deposition region the consequences of this interaction may vary. In the present paper regimes of flow past bodies for various energy deposition geometrical configurations are studied focusing on the efficiency in view of the wave drag reduction and stability problems. Some regimes were examined previously but now all numerical experiments were repeated for more accuracy. Also new regimes for the flow past blunt and streamlined bodies in the presence of the energy deposition in the toroidal-type region are examined.

The “direct” regime of wave drag reduction is realized for large energy deposition regions, when the temperature wake contains almost the whole body. The flow in the shock layer near the body looks similar to the usual case of the uniform upstream flow of the decreased Mach number. The efficiency of this regime is moderate – the saved power is less than the power input.

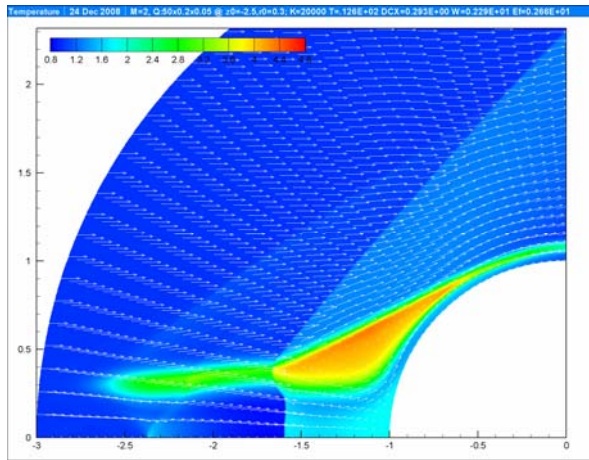
The regime of “front separation” was realized for small energy deposition regions [1,2]. In this case the mechanism of the wave drag reduction is the formation of the front separation zones ahead of bodies as the result of the interaction of the thin high temperature wake with the shock layer. The less is the temperature wake cross size the higher is the efficiency of the wave drag reduction, because the static pressure inside the isobaric front separation zone depends on the dynamic pressure in the wake only [2]. But the much problem for the practice is transversal pulsing instability and shift layer instability which were observed in the numerical experiments for blunt and streamlined bodies.



a) "combined" regime  $\Delta c_x = 43.7\%$ ,  $\eta = 1.88$



c) "front separation" regime  $\Delta c_x = 37.3\%$ ,  $\eta = 7.98$



b) "wake explosion" regime  $\Delta c_x = 37.3\%$ ,  $\eta = 2.66$

**Fig.1.** Flow regimes for toroidal-type energy deposition region of various radiuses (temperature and velocity fields).

Now the flow past bodies in the presence of the energy deposition inside the toroidal-type region of the upstream supersonic flow is examined. The primary idea was to use the direct effect of the density and the dynamic pressure decreasing in the tube-type temperature wake downstream the energy deposition region for decreasing the static pressure on the periphery of the surface – exactly for the region of maximum efficiency for wave drag reduction of the axisymmetric body. Depending on the parameters of the toroidal energy deposition regions different regimes of flow were realized (Fig. 1)

For the situation when the toroid radius is large the Mach reflection near the symmetry axes of the shock generated by the energy input was observed (Fig. 1a). This regime can be identified as “combined” because two factors are essential: static pressure decreasing on the periphery of the body because of the direct interaction with the tube-type temperature wake and the reorganization of the flow because of the Mach reflection effect (front separation zone formation). For the case, presented in Fig. 1a the wave drag reduction is considerable and the efficiency is sufficient. The flow structure is stable and in addition the body surface is isolated from the tube-type high temperature wake by the high enthalpy cold stream.

For the toroid radius value when the Mach shock near the symmetry axes is very small, the front separation region was not appeared (Fig. 1b). In this case the sudden expansion of the high temperature wake during the interaction with the bow shock ahead of the sphere was observed. Similar effect of “vortex explosion” was analyzed in [3] for the related problem of the vortex – shock wave interaction. The regime in Fig. 1b – “wake explosion” is very stable, the body surface is isolated from the high temperature wake, the wave drag reduction is considerable and the efficiency is acceptable.

For small toroid radius the front separation region of a very specific type with the central high enthalpy stream is appeared (Fig. 1c). The shift layer instability is taking place and the flow is unstable. Nevertheless the wave drag reduction is considerable and the efficiency coefficient is enough high. As a negative factor the appearing of high temperature tongue which reaches the body surface can be mentioned.



These investigations are financially supported by Russian Foundation for Basic Research (grant 08-01-00033), Russian Federal Agency on Science and Innovations (grant NSh-319.2008.1) and Russian Academy of Sciences (Program P09).

1. Georgievsky P.Yu., Levin V.A. Hysteresis Effect and Stability Problem for Flow-over-Body Control Realized by Local Energy Deposition // Proc. of the 15th International Conference on MHD Energy Conversion and the 6th International Workshop on Magneto-Plasma Aerodynamics / Ed. V.A. Bityurin. Moscow, IVTAN. 2005. Vol. 3. P.751–757.
2. P.Yu. Georgievsky, V.A. Levin, R.R. Gadelev, O.G. Sutyurin Control of Front Separation Regions for Supersonic Flows over Blunt and Streamlined Bodies by Upstream Energy Deposition // Proc. 7th International Workshop on Magneto-Plasma Aerodynamics in Aerospace Applications / Ed. V.A. Bityurin, Moscow, IVTAN. 2007. P. 79–86.
3. Zheltovodov, A.A., Pimonov, E.A., Knight, D.D. Numerical Modeling of Vortex / Shock wave Interaction and its Transformation by Localized Energy Deposition // Shock Waves. Vol. 17. No. 4. 2007. P. 273–290.

### **РЕЖИМЫ ОБТЕКАНИЯ ТЕЛ В УСЛОВИЯХ ЭНЕРГОВКЛАДА РАЗЛИЧНОЙ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ КОНФИГУРАЦИИ ВВЕРХ ПО ПОТОКУ**

*П.Ю. Георгиевский*

Институт механики МГУ

*В.А. Левин*

Институт автоматизации и процессов управления ДВО РАН

В последние годы энерговклад, организованный в локализованной области сверхзвукового потока, рассматривается, в частности, как метод улучшения аэродинамических характеристик тел. Эффект понижения сопротивления обусловлен взаимодействием температурного следа (который формируется за областью энерговклада) с ударным слоем перед телом. Ключевым фактором, определяющим такое взаимодействие, является понижение полного давления, которое наблюдается в температурном следе.

В зависимости от геометрической конфигурации области энерговклада результат взаимодействия может быть различным. В настоящей статье режимы обтекания тел для различных геометрических конфигураций энерговклада изучаются с точки зрения эффективности понижения сопротивления и проблемы устойчивости получающихся в численных расчетах решений. Некоторые режимы исследовались ранее, но теперь все расчеты выполнены заново для корректности сравнений. Также обнаружены новые режимы для обтекания затупленных и заостренных тел в присутствии энерговклада, организованного в тороидальной области.

Режим «прямого воздействия» реализуется для областей энерговклада большого размера, когда температурный след содержит целиком почти все тело. Течение в ударном слое перед телом похоже на то, которое наблюдается в случае обтекания тела равномерным набегающим потоком с пониженным значением числа Маха. Эффективность понижения сопротивления для такого режима недостаточная – сэкономленная мощность меньше чем вложенная.

Режим «переднего отрыва» реализуется для областей энерговклада малого размера [1,2]. В этом случае механизмом понижения сопротивления является формирование передних отрывных зон перед лобовой поверхностью тел в результате взаимодействия тонкого температурного следа с ударным слоем. Чем меньше поперечный размер температурного следа, тем выше эффективность понижения сопротивления, так как статическое давление внутри изобарической отрывной зоны зависит только от полного



давления на оси следа [2]. Однако на практике серьезной проблемой являются поперечная пульсационная неустойчивость и неустойчивость сдвигового слоя, которые наблюдались в численных расчетах для затупленных и заостренных тел.

Теперь изучается обтекание тел в присутствии энерговклада, организованного в тороидальной области сверхзвукового набегающего потока. Первоначальная идея заключалась в использовании прямого эффекта понижения плотности и динамического давления в щелевом аксиальном температурном следе вниз по потоку от области энерговклада для снижения статического давления на периферии поверхности тела – то есть именно там, где это максимально эффективно для осесимметричного тела. В зависимости от параметров тороидальной области реализовались различные режимы обтекания (Рис. 1).

Для ситуации, когда радиус тора велик, наблюдается маховское отражение от оси симметрии косога висающего скачка, сгенерированного энерговкладом (Рис. 1а). Этот режим можно назвать «комбинированным», так как существенными являются два фактора: понижение статического давления на периферии тела из-за прямого воздействия температурного следа и реорганизация течения из-за маховского отражения (формируется передняя отрывная зона). Для случая, представленного на Рис. 1а достигнуто значительное снижение сопротивления при приемлемой эффективности. Структура течения стабильна, поверхность тела изолирована от температурного следа высоконтальпийной холодной струей.

Для значения радиуса тора, когда маховская ножка у оси симметрии мала, передняя отрывная зона не формируется (Рис. 1б). В этом случае наблюдается внезапное расширение температурного следа при взаимодействии с отошедшим скачком перед сферой. Похожий эффект «взрыва вихря» анализировался в [3] для родственной проблемы взаимодействия вихря с ударной волной. Режим «взрыва следа», показанный на Рис. 1б, стабилен, поверхность тела изолирована от температурного следа. Достигнуто значительное снижение сопротивления при достаточной эффективности.

Для малого радиуса тора формируется передняя отрывная зона специфического типа с центральной высоконтальпийной проточной струей (Рис. 1в). Имеет место сдвиговая неустойчивость, и течение в целом нестабильно. Тем не менее, снижение сопротивления – значительное, а эффективность – высокая. В качестве негативного фактора можно отметить наличие высокотемпературного «языка», достигающего поверхности тела.

Исследования поддержаны Российским фондом фундаментальных исследований (08-01-00033), Федеральным агентством по науке и инновациям Министерства образования РФ (НШ-319.2008.1) и Российской академией наук (программа П09).

## INFLUENCE OF ENERGY INPUT UPSTREAM THE MODEL ON THE BASE PRESSURE VALUES.

*Lutsky A.E.*

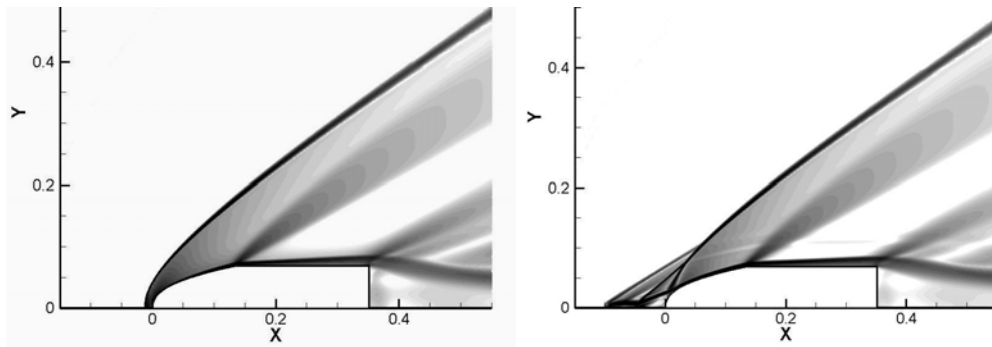
Keldysh Institute for Applied Mathematics RAS, Moscow.

To the present time the large volume of numeral and experimental researches has been executed on the aerodynamic flow control by means of local energy deposition into the flow. The main part of these researches concerns the drag reduction on the supersonic flight regimes due to recirculation region formation caused by energy deposition upstream the flying vehicle nose [1-3]. Considerable power effectiveness ( $(D_0 - D_q) \cdot U_\infty / Q$  – saved and spend power ratio) was achieved in this way. Usually energy deposition into the base region

## SSESSION 5. Plasma Aerodynamics – 2

of the flow is studied separately [4]. Interaction between energy deposition upstream the model and base flow is not understood perfectly yet.

Some results concerning this question are presented here. The supersonic flow ( $M_\infty=2$ ) about the blunted body at zero attack angle was investigated numerically. Finite size steady uniform cylindrical energy source upstream the nose has been considered – Fig.1. Numerical solutions of Euler, Navier-Stokes and Reynolds equation with k-e model of turbulence have been computed and systematically compared. The results for Reynolds equation with k-e model of turbulence are shown below.

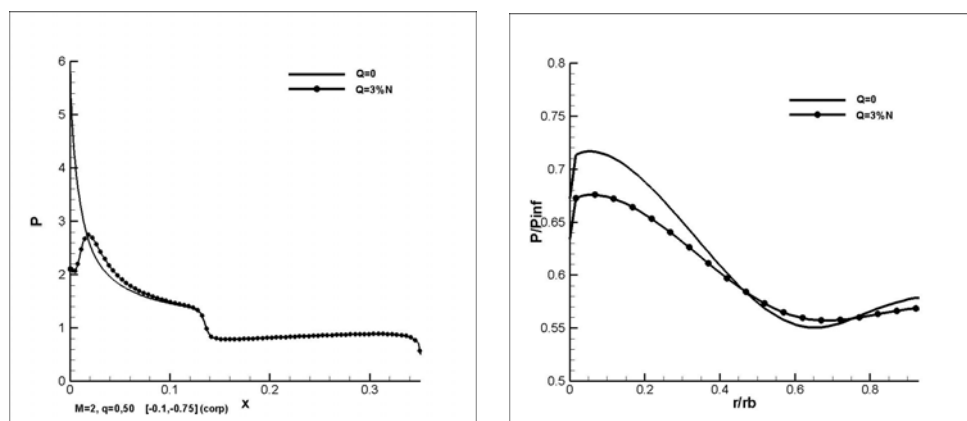


**Fig. 1.** Density distribution for the flow without (left) and with (right) energy deposition.

Recirculation region formation before the nose results in the pressure diminishing on the front part of model surface – Fig2.. Consequently substantial drag reduction is achieved. Power effectiveness exceeds 5 times.

The base flows for the both cases (without and with energy deposition) are quite similar. Insignificant diminishing of the base pressure near the symmetry axis (Fig.2) practically does not have influence on the drag reduction.

The work was supported by RFBR grant 08-08-00356 and Program of Fundamental Researches RAS N 11, section 1.



**Fig.2.** Pressure distribution along the nose (left) and base (right) parts of the body.

## References.

1. Knight, D., Yan, H., Candler, G., Kandala, R., Elliott, G., Glumac, N., Zheltovodov, A., and Pimonov, E., "High Speed Flow Control Using Pulsed Energy Deposition", European Conference for Aerospace Sciences (EUCAS), Moscow, Russia, July 4-7, 2005.
2. Knight, D., Azarova, O. and Kolesnichenko, Y., "Drag Force Control via Asymmetrical Microwave Filament Location in a Supersonic Flow", Sixth European Symposium on Aerothermodynamics of Space Vehicles, November 2008.

3. P.Yu.Georgievsky V.A.Levin. Front separation regions control by the upstream energy deposition. //Int.Conf.on thr Methods of Aerophys.Resarech Proc.Part IV p35- 43, .Novosibirsk 2007.
4. A.I.Zubkov, A.F.Garanin, V.F. Safronov, L.D.Suhanovskaya, P.K.Tretyakov. Supersonic flow around of axisymmetrical bodies with burning in the front and base separation areas.// Thermophysics and aeromechanics, 2005 . Vol. 12, N 1, pp. 1-13. (in Russian)

## **ВЛИЯНИЕ ПОДВОДА ЭНЕРГИИ ПЕРЕД НОСОВОЙ ЧАСТЬЮ МОДЕЛИ НА ВЕЛИЧИНУ ДОННОГО ДАВЛЕНИЯ.**

*Луцкий А.Е.*

Институт прикладной математики им. М.В.Келдыша РАН.

К настоящему времени выполнен большой объем численных и экспериментальных исследований по управлению аэродинамическими характеристиками объектов путем локализованного ввода энергии в набегающий поток. Большая часть [1] исследований связана с уменьшением волнового сопротивления на сверхзвуковых режимах за счет перестройки течения перед носовой частью с формированием области отрыва и возвратного течения. Имеется также ряд работ [2], посвященных вводу энергии в донную область объекта. Основная часть исследований выполнена в двумерной постановке. Вопросы влияния вложения энергии на трехмерную картину течения изучены к настоящему времени в значительной меньшей степени. Это касается, в частности, влияния разряда на подъемную силу, аэродинамическое качество, вихревые структуры, взаимодействия ударных волн с пограничным слоем на поверхности ЛА. Имеются экспериментальные данные (ИТПМ им. С.А.Христиановича СО РАН) о том, что сравнительно малое вложение энергии вблизи поверхности конуса приводит к существенной перестройке вихревых структур и изменению аэродинамических характеристик [3]. Аналогичные данные получены [4] в отношении энергетического воздействия на вихри на подветренной стороне треугольного крыла.

Специальный интерес представляет влияние подвода энергии перед носовой частью модели на величину донного давления. В настоящей работе этот вопрос исследуется на примере обтекания модели конечных размеров (рис.1) на сверхзвуковом режиме ( $M=2$ ). Проведен расчет и систематическое сравнение численных решений уравнений Эйлера, Навье-Стокса и усредненных уравнений Рейнольдса с к-е моделью турбулентности. Формирование области отрыва перед носовой частью приводит к существенному уменьшению давления (рис.2) и снижению волнового сопротивления. Эффективность энерговложения превышает 5 раз. Незначительный рост донного давления (рис.2) практически не оказывает влияния на уменьшение полного сопротивления модели.

Работа выполнена при поддержке РФФИ грант 08-08-00356-а и Программы фундаментальных исследований Президиума РАН № 11, раздел 1.

## A STATIONARY HEAT SOURCE IN THE SUPERSONIC FLOW

Kogan M.N., Kucherov A.N.

Central Aerohydrodynamic institute (TsAGI) n.a. N.E. Zhukovsky

Zhukovsky, Moscow region, Russia

e-mail: [mkogan@aerocentr.msk.su](mailto:mkogan@aerocentr.msk.su), [ank@aerocentr.msk.su](mailto:ank@aerocentr.msk.su), Fax: (495) 7776332

The similarity and the difference between three-, two- and one-dimensional cases of stationary flow in the space of a heat source with a prescribed distributed intensity  $g=g_0f(x,y,z)$  ( $g_0, \text{W/m}^3$  is the characteristic value,  $f$  is the nondimensional function) are investigated. Heat sources are used in the problems of aircraft blowing by the supersonic flow to reduce the drag, increase the lift and arrange the airplane control [1-3].

A weak energy source (in which addition of energy per unit time and per unit volume is small as compared to the inner energy flow or enthalpy flow of an undisturbed gas) permits continuous solutions for the three-dimensional case in the first approximation for the disturbed gasdynamic values – density, pressure and velocity. In the two- and one-dimensional cases at the speed of free stream (undisturbed flow) near the sound speed (transonic flow) stationary shock waves are possible in the flow field of the heat source. In the first turn we bear in mind the front straight shock wave.

For the strong heat source stationary flows with shock waves are possible. In the one-dimensional case the problem is reduced to square [4] or cubic [5] equations (if  $g=\rho q_0 f(x,y,z)$ ,  $q_0\text{-W/kg}$ ). If the value of the similarity number  $G=(\gamma-1)r_0g_0/u_0p_0$  is less than the critical one  $G_{cr}=\gamma(M_0^2-1)^2/2(\gamma+1)M_0^2$ , then front shock waves are possible behind the heat release area (detonation waves). For the case  $G>G_{cr}$  there is no stationary solution. This phenomenon was called heat crisis [6].

For the two-dimensional and three-dimensional cases the critical values  $G^*$  (that is the threshold of the straight front shock wave arising in the heat source field [2]) depending on the Mach number of the undisturbed flow are investigated. In the two-dimensional case  $G^*$  is higher than in the one-dimensional case, but lower than in the three-dimensional one. At the intensity  $g=g_0f$  (per unit time and per unit volume),  $G^*$  is higher than for the variant  $g=\rho q_0 f$  (per unit mass) for the three-dimensional, two-dimensional and one-dimensional cases.

The regime of continuous transition from the supersonic to the subsonic flow in the heat source flow field [7] for the two-dimensional case is realized at the slightly higher relative aspect ratio  $l/r_0$  than in the three-dimensional case (here  $l$  is the longitudinal typical size in the flow direction,  $r_0$  is the perpendicular one). This is caused by the less space expansion in the two-dimensional case at the same energy addition.

The dependence of the energy addition parameter  $G^*$  on the ratio of specific heats  $\gamma$  was investigated. As  $\gamma$  increases, i.e. at the transition from multi-atomic molecules ( $\gamma\rightarrow 1$ ) to single atomic ones ( $\gamma\rightarrow 1.67$ ),  $G^*$  grows, for example, in the two-dimensional case for  $M_0=1.5$  its value increases from 0.82 ( $\gamma=1.01$ ) to 1.11 ( $\gamma=1.667$ ).

The work was supported by the State Program of Leading Scientific Schools (grant Scientific Schools HIII-4272.2006.1) and Program № II-09 of the Presidium of the Russian Academy of Science.

1. Chernyi G.G. *The impact of the electromagnetic energy addition to air near the flying body on its aerodynamic characteristics* / Proc. 2-nd Weakly Ionized Gases Workshop, Norfolk, VA, AIAA Publication, 1998, Vol. I., P. 1-31;
2. Georgievsky P. Yu., Levin V. A. // Fluid Dynamics. 2003. N 5. P. 140-153.
3. Kogan M.N., Kucherov A.N. // Fluid Dynamics. 2008. N 4. P. 151-159.
4. Kucherov A.N. // Uchenye Zapiski TsAGI. 1977. V. 8. N 1. P. 115-121.
5. Hayes J.N. // Applied Optics. 1974. V. 13. N 9. P. 2072-2074.

6. Abramovich G.N. // Doklady AN SSSR. 1946. V. **54**. N 7. P. 579 – 581.
7. Georgievsky P. Yu., Levin V. A. *Gas dynamics effects for supersonic flows over space-distributed energy sources of high power* // Proc. 2<sup>nd</sup> Workshop on Magneto-Plasma Aerodynamics in Aerospace Applications. Moscow: IVTAN, 2000. P. 94-97.

## СТАЦИОНАРНЫЙ ТЕПЛОВЫЙ ИСТОЧНИК В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ

*Коган М.Н., Кучеров А.Н.*

*Центральный Аэрогидродинамический институт им Н.Е. Жуковского,  
140180 Жуковский, Московской обл., Россия*

Исследованы сходства и отличия стационарного течения в окрестности теплового источника с заданным распределением интенсивности  $g=g_0f(x,y,z)$  ( $g_0$ , Вт/м<sup>3</sup> – характерное значение,  $f$  – безразмерная функция) для трехмерного, двухмерного и одномерного случаев. Источники тепловыделения используются в задачах обтекания ЛА сверхзвуковым потоком для уменьшения сопротивления, увеличения подъемной силы или в качестве органа управления [1-3].

Слабый источник энергоподвода (в котором энергия, подводимая в единицу объема в единицу времени, мала по сравнению с потоком внутренней энергии или энтальпии невозмущенного газа) допускает для трехмерного варианта непрерывные в главном приближении решения для возмущений газодинамических параметров – плотности, давления, скорости. В двухмерном и одномерном варианте при скорости набегающего потока, близкой к скорости звука (трансзвуковое течение), возможны стационарные ударные волны в поле источника. В первую очередь речь идет о прямом головном скачке уплотнения.

Для сильного источника тепловыделения возможны стационарные течения с ударными волнами. В одномерном варианте задача сводится к квадратному [4] или кубическому уравнению [5] (при  $g=\rho q_0 f(x,y,z)$ ,  $q_0$ -Вт/кг). Если величина безразмерного параметра подобия  $G=(\gamma-1)r_0g_0/u_0p_0$  меньше критического значения,  $G \leq G_{cr}=\gamma(M_0^2-1)^2/2(\gamma+1)M_0^2$ , то возможны ударные волны на фронте области тепловыделения (т.н. режим детонации). При  $G > G_{cr}$  стационарное решение не существует, явление назвали тепловым кризисом [6].

Для двухмерного и трехмерного вариантов исследованы зависимости критических значений безразмерного параметра подобия  $G^*$  (порог, выше которого возникает прямой скачок уплотнения в поле источника, см. [2]) от числа Маха  $M_0$  набегающего невозмущенного потока. В двухмерном случае значения  $G^*$  выше, чем в одномерном, но меньше, чем в трехмерном. При интенсивности  $g=g_0f$ , заданной на единицу объема, значения  $G^*$  выше, чем при  $g=\rho q_0 f$  (заданной на единицу массы) в трехмерном, двухмерном и одномерном вариантах.

Режим непрерывного перехода от сверхзвукового течения к дозвуковому течению в поле источника [7] в случае двухмерного источника реализуется при относительных удлинениях  $l/r_0$ , больших, чем в случае трехмерного источника (здесь  $l$  – продольный по потоку характерный размер,  $r_0$  – поперечный). Это связано с меньшим пространственным расширением в двухмерном варианте при одинаковой подведенной энергии.

Исследованы зависимости критических значений параметра энергоподвода  $G^*$  от постоянной адиабаты  $\gamma$ . С ростом значений  $\gamma$ , т.е. при переходе от многоатомных газов ( $\gamma \rightarrow 1$ ) к одноатомному ( $\gamma \rightarrow 1.67$ ) величина  $G^*$  растет, например, в двухмерном случае при  $M_0=1.5$  от 0.82 ( $\gamma=1.01$ ) до 1.11 ( $\gamma=1.667$ ).

Работа выполнена при поддержке Государственной программы ведущих научных школ (грант НШ-4272.2006.1) и программы № П-09 Президиума РАН.

### STUDY OF PLASMA ACTUATOR DRIVEN BY SURFACE HF DISCHARGE

*Kasansky P., Klimov A., Moralev I*

Recently, there is a wide interest towards flow control by means of gas discharge plasma generation. This work is a continuation of previous investigations, focused on development of plasma actuator based on the surface HF discharge.

Study of plasma actuator based on the surface HF discharge was performed on the plates with sharp leading edge, in a velocity range up to 30m/s at atmospheric pressure and  $Re \sim 2.7 - 5 \times 10^5$ .

It is shown, that by means of surface HF discharge it is possible to enhance momentum transfer towards the boundary layer from the flow core, and to increase the angle of stall.

Flow visualization is realized by means of acetone addition to the flow with 248nm laser sheet used for excitation and by shadowgraphy.

HF discharge with a carrier frequency of 500kHz was created with a burst repetition rate of 10-2000 Hz. Several discharge parameters were obtained in the experiment: propagation velocity of the discharge along the plate, current and voltage curves.

1. Surface HF Plasma Aerodynamic Actuator Klimov A., Bityurin V., Moralev I., Tolkunov B., Zhirnov K., AIAA 2008-1411.

### ИССЛЕДОВАНИЕ ПЛАЗМЕННОГО АКТУАТОРА НА ОСНОВЕ ПОВЕРХНОСТНОГО ВЧ РАЗРЯДА

*Казанский П., Климов А., Моралев И.*

В настоящее время в мире наблюдается широкий интерес к управлению потоком с помощью газоразрядной плазмы. Данная работа является продолжением предыдущих исследований [1], направленных на создание плазменного актуатора на основе поверхностного ВЧ разряда

Исследование плазменного актуатора на основе поверхностного ВЧ разряда проводилось на пластинах с острой кромкой в диапазоне скоростей до 30м/с при давлении 1 атм и  $Re \sim 2.7 - 5 \times 10^5$ .

Показано, что использование поперечного поверхностного ВЧ разряда позволяет усилить перенос импульса из ядра потока в пограничный слой, и, увеличить диапазон углов, при которых реализуется режим безотрывного обтекания пластины.

Реализована визуализация отрыва потока от передней кромки пластины с помощью добавки малых количеств ацетона в застойную зону, с подсветкой лазерным ножом с длиной волны 248 нм.

ВЧ разряд с несущей частотой 500 кГц осуществлялся в режиме внешней модуляции с частотой 10-2000 Гц. В эксперименте получены некоторые характеристики разряда: скорость распространения вдоль пластины, кривые тока и напряжения.

## SUPERSONIC AIRFLOW AROUND AIRFOIL WITH SLIDING DISCHARGE INITIATION ON ITS SURFACE

A.S. Saveliev<sup>1</sup>, V.S. Aksenov<sup>2</sup>, S.A. Gubin<sup>2</sup>, V.V. Golub<sup>3</sup>, V.A. Sechenov<sup>1</sup>, E.E. Son<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Moscow Institute of Physics and Technology

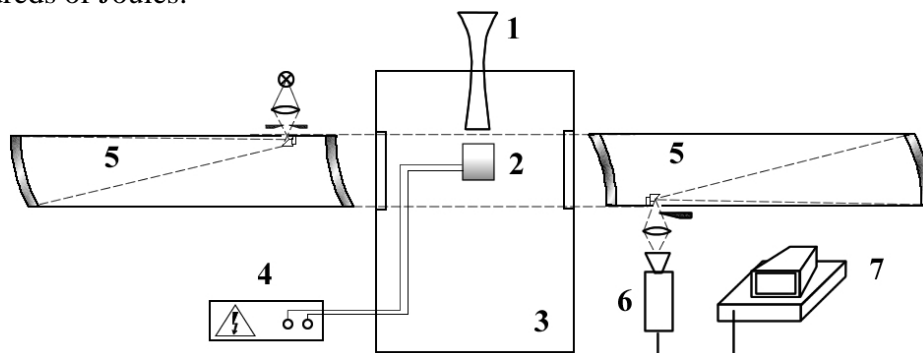
<sup>2</sup>Moscow Engineering Physics Institute

<sup>3</sup>Joint Institute of High Temperatures RAS

Last decade is characterized by rapid semiconductor electronics development. For instance, high voltage power supplies became more compact and lighter, their efficiency factor approaches 100 percent. In connection with this circumstance it became possible to create plasma formations with the high voltage generators of plasma: actuators based on dielectric barrier discharge, microwave discharge, plasmatron technology etc. Among all electrical discharges in gas it is necessary to note the sliding discharge on conducting surface, because its most notable advantage is the low breakdown voltage that doesn't depend on the distance between the electrodes [1].

Under rapid heat realizing on the surface streamlined by airflow the additional shock wave, pressure, velocity and temperature redistribution in gas and to changing of flow pattern above the surface appear, also the separation flows can appear. In this work the possibility of sliding discharge initiation on body surface streamlined by airflow is considered and the research of discharge plasma and airflow interaction is presented.

In Figure 1 the experimental setup scheme for research of sliding discharge and supersonic airflow (Mach number  $M=2$ ) interaction is presented. Through the nozzle 1 the air from atmosphere fills the working chamber 3 and connected to it gasholders with total volume of  $240 \text{ m}^3$ , that were pumped out for vacuum preliminarily. The supersonic airflow forms near the nozzle outlet with 520 m/s velocity and the pressure of 0.2 atm, the airfoil 2 with discharger is placed in the flow and connected to high voltage power supply 4. The working chamber 3 has two transparent windows of optical glass and the flow pattern is observed with schlieren device 5 (IAB-451). The schlieren device for flow pattern observation is equipped by high speed CMOS-video camera 6, connected to computer 7. The airfoil is made of dielectric material (textolite, plexiglass) and on the upper surface of the airfoil the discharger is mounted. The discharger consists of conducting strip (graphite) glued to airfoil surface and two electrodes located on the distance of 1 mm from the strip and 100 mm each from another. The sliding discharge initiation is performed in single-pulse and periodic-pulse regime with frequency up to 40 Hz. The electrical energy of one pulse can be varied from several Joules up to hundreds of Joules.



*Figure 1. Experimental setup.*

Schlieren photos taken with the schlieren device show the strong sliding discharge influence on the airflow. Particularly the shock wave arising after rapid heat releasing causes gas disturbance that has turbulent structure. The strain sensor mounted on the airfoil support

shows of appearance of significant force that is applied on the airfoil surface in perpendicular to flow velocity direction.

In the experimental work the conditions of the sliding discharge initiation in single- and periodical-pulse regime under supersonic airflow are obtained, the flow pattern photos are taken with sliding discharge initiation on streamlined surface, the force, caused by pressure redistribution after rapid heat releasing, is measured.

1. V.S. Aksenov, V.V. Golub, S.A. Gubin, V.P. Efremov, I.V. Maklashova, A.I. Haritonov, Yu. L. Sharov // Technical Physics Letters, vol. 30, No. 20, 2004.

### **СВЕРХЗВУКОВОЕ ОБТЕКАНИЕ ВОЗДУХОМ ПРОФИЛЯ КРЫЛА ПРИ ИНИЦИИРОВАНИИ СКОЛЬЗЯЩЕГО РАЗРЯДА НА ЕГО ПОВЕРХНОСТИ.**

*А.С. Савельев<sup>1</sup>, В.С. Аксенов<sup>2</sup>, С.А. Губин<sup>2</sup>, В.В. Голуб<sup>3</sup>, В.А. Сеченов<sup>1</sup>, Э.Е. Сон<sup>3</sup>*

<sup>1</sup>Московский физико-технический институт

<sup>2</sup>Московский инженерно-физический институт

<sup>3</sup>Объединенный институт высоких температур РАН

Последнее десятилетие характеризуется бурным развитием полупроводниковой электроники. К примеру, высоковольтные источники напряжения стали компактнее и легче, а эффективность (КПД) их работы приближается к единице. Данное обстоятельство делает возможным создавать плазменные образования на поверхности реального летательного аппарата с помощью высоковольтных генераторов плазмы: плазменные актуаторы на основе диэлектрического барьерного разряда, СВЧ-разряда, плазмотронных технологий и др. . Среди всех видов разряда в газе можно выделить скользящий разряд по полупроводящей поверхности, т.к. основным его преимуществом является практически не зависящая от длины газового промежутка величина пробойного напряжения [1].

При быстром выделении тепла на поверхности помощью разряда, обтекаемой сверхзвуковым потоком воздуха, возникают ударная волна, перераспределение давления, скорости, температуры газа и к изменению структуры потока над поверхностью, в том числе могут возникать отрывные течения. Данная работа рассматривает возможность инициирования скользящего разряда на поверхности обтекаемого потоком воздуха тела и взаимодействия разрядной плазмы с потоком.

На Рис. 1 представлена схема экспериментальной установки для исследования взаимодействия скользящего разряда со сверхзвуковым потоком (число Маха  $M = 2$ ). Через сопло 1 воздух из атмосферы наполняет предварительно откачанные до вакуума камеру 3 и соединенные с ней газгольдеры общим объемом  $240 \text{ м}^3$ . На выходе из сопла формируется сверхзвуковой поток со скоростью  $520 \text{ м/с}$  и статическим давлением  $0.2 \text{ атм}$ , в который помещается профиль крыла 2 с разрядником, подсоединенным к высоковольтному источнику напряжения 4. Камера 3 имеет два окна из оптического стекла, через которые ведется наблюдение с помощью теневого прибора 5 (ИАБ-451). Теневой прибор для получения шпирен-картин обтекания профиля снабжен скоростной CMOS-видеокамерой 6, данные с которой передаются на компьютер 7. Профиль крыла выполнен из диэлектрического материала (текстолит, оргстекло), на верхнюю поверхность профиля вмонтирован разрядник. Разрядник состоит из полоски полупроводящего вещества (углеграфит), приклеенной к поверхности модели крыла, и двух силовых электродов, расположенных на расстояниях  $1 \text{ мм}$  от полупроводящей поверхности и  $100 \text{ мм}$  друг от друга. Создание скользящего разряда происходит в импульсном и импульсно-периодическом режиме с частотой до  $40 \text{ Гц}$ . Электрическая



энергия в импульсе может меняться от нескольких единиц до нескольких сотен джоулей.

Шлирен-фотографии, полученные с помощью теневого прибора, свидетельствуют о существенном влиянии скользящего разряда на поток. В частности, ударная волна, возникающая в газе после быстрого выделения тепла, вызывает возмущения газа, имеющие турбулентную структуру. Сигнал с тензодатчика, жестко вмонтированного в устройство удерживающее профиль в потоке, свидетельствует о возникновении значительной силы, возникающей в следствии перераспределения потока около места разряда, действующей в направлении, перпендикулярном скорости набегающего потока.

В работе экспериментально получены условия инициирования скользящего разряда в сверхзвуковом потоке в импульсном и импульсно-периодическом режиме, получены картины структуры потока при инициировании разряда на обтекаемой поверхности, измерено усилие, возникающее вследствие перераспределения давления после быстрого выделения тепла в разряде.

### **COUPLED MAXWELL/NAVIER-STOKES SIMULATION FOR AEROTHERMODYNAMICS IN PRESENCE OF ELECTROMAGNETIC FIELDS**

*D.D'Ambrosio*

Politecnico di Torino - Dipartimento di Ingegneria Aeronautica e Spaziale Corso Duca degli Abruzzi, 24 - 10129 Torino - Italy

*D. Giordano*

ESA/ESTEC - Aerothermodynamics Section Keplerlaan 1, 2200 AG Noordwijk, The Netherlands

*D. Bruno*

CNR – IMIP Via Orabona, 4 - 70126 Bari - Italy

The effects of the interaction between electromagnetic fields and partially ionized gases are interesting for atmospheric reentry applications because they can potentially reduce the heat flux to a space vehicle surface and allow for aerodynamic control. Electromagneto-fluid dynamics is governed by the coupled set of the Maxwell and Navier-Stokes equations. Starting from this complete model, different simplifications based on order-of-magnitude considerations are frequently made to obtain a less complex set of governing equations. In the last years, D'Ambrosio and Giordano considered the possibility of solving the full set of the Maxwell and Navier-Stokes equations in a coupled fashion. This resulted in a series of papers that demonstrated that solving the coupled system is feasible with a reasonable expense of computer processing time and memory [1–5]. More recently, the same approach was embraced by MacCormack, who also solved the coupled Maxwell and Navier-Stokes equations in paper presented at the last AIAA Plasmadynamics Conference [6]. The full set of electromagneto-fluid dynamics equations is an extremely powerful investigation tool that accounts for effects that are considered negligible a priori by the approximated models. One of its merits is that it can be used to verify when and where the simplifying assumptions on which the reduced models are based are valid, and when and where they are not.

Despite the completeness of the electromagnetic model, an important element was missing in the studies presented in Refs.1–6, as it is in most numerical simulations of electromagneto-fluid dynamics interactions. The transport model and the definitions of electrical conductivity and conduction current density were not consistent with each other and the plasma was forced to be neutral. In particular, in Refs.1–5, an arbitrarily constant electrical conductivity was used in connection with the generalized Ohm law to test the

## SESSION 6. MHD/PA Flow Control

numerical solution techniques and the effect of the presence of a magnetic field was not included in the evaluation of transport coefficients. However, as pointed out by Giordano in Ref. 7, the definition of the conduction current density directly descend from the definition of the mass diffusive fluxes  $\mathbf{J}_{mi}$  of electrically charged species:

$$\mathbf{J}_Q = -eN_A \sum_{i=1}^n \frac{1}{M_i} \mathbf{J}_{m_i} \sigma_{is} \quad (1)$$

Since in the first-order Chapman-Enskog theory the components mass diffusive flux depends not only on the generalized electric field  $\mathbf{E} + \mathbf{v} \times \mathbf{B}$ , but on partial pressure gradients and temperature gradients also, there are contributions to electric currents due to pressure and thermal diffusion of charged species also. Note that an explicit computation of the electrical conductivity is not needed for computational purposes. If desired, presso-electrical, thermoelectrical and electrical conductivities tensors could be post-processed starting from diffusion coefficients. In addition, the presence of a magnetic field influences transport phenomena, which become anisotropic, as reported by Bruno et alii in Refs.8,9. Components mass diffusive fluxes and heat fluxes arise in directions parallel and normal to the magnetic field, and they are not necessarily aligned with diffusion driving forces and temperature gradients. The viscosity coefficient is a five-components vector. Part of these phenomena are usually incorporated in the so-called Hall effect, which is frequently accounted for in approximated magneto-fluid dynamics models in the form of a tensorial electrical conductivity. In our proposed paper, the Hall effect will be consistently linked with the components mass diffusive fluxes. In addition, the plasma will not be forced to be neutral, so that an electric charge density  $\rho_c$  and the related convection current density  $\rho_c \mathbf{v}$  may be present in the flowfield.

The possible presence of a convection current and the anisotropy of transport coefficients in the presence of a magnetic field has a strong impact on the resulting flowfields. At a microscopic level, all originates from the dynamics of particles carrying an electric charge  $q$  moving in a magnetic field  $\mathbf{B}$  with speed  $v$  and thus subject to the Lorentz force  $q\mathbf{v} \times \mathbf{B}$ . At the macroscopic levels, this results in forces that are due to convection currents  $\rho_c \mathbf{v}$  and conduction currents  $\mathbf{J}_Q$ . Consider for example an axially symmetric configuration, as those that are frequently adopted in plasma wind tunnels to carry out experiments on the electromagneto-fluid dynamics interaction. One consequence of the plasma non-neutrality and, possibly to a much larger extent, of transport coefficients anisotropy is that such flows, which are axisymmetric in absence of a magnetic field, will develop a swirling motion in the presence of an applied axisymmetric magnetic field. In addition, an induced magnetic field component will appear in the azimuthal direction and electric fields and electric currents will have components in the meridian plane also. In the full paper that we propose with this abstract, we will show numerical results obtained simulating the flowfield about a blunt-faced cylinder in a plasma consisting of argon atoms, singly charged ions, and electrons. The geometrical, fluid dynamics and magnetic configuration will be similar to the one that was recently set up in the experiments by Gulhan et alii at DLR-Koeln [10]. The fully coupled Maxwell and Navier-Stokes equations will be solved as in Ref. 5 with the addition of the complete transport model described in Refs.8,11. The axisymmetric EMFD equations will include the momentum equation in the azimuthal direction, the azimuthal velocity component and the projection of the Maxwell equations in every coordinate direction.

**References**

1. D'Ambrosio, D. and Giordano, D., "Electromagnetic Fluid Dynamics for Aerospace Applications. Part I: Classification and Critical Review of Physical Models," AIAA Paper 2004-2165, 35th AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference, Portland, OR, June 2004.
2. D'Ambrosio, D., Pandolfi, M., and Giordano, D., "Electromagnetic Fluid Dynamics for Aerospace Applications. Part II: Numerical Simulations Using Different Physical Models," AIAA Paper 2004-2362, 35th AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference, Portland, OR, June 2004.
3. D'Ambrosio, D. and Giordano, D., "A Numerical Method for Two- Dimensional Hypersonic Fully Coupled Electromagnetic Fluid Dynamics," AIAA Paper 2005-5374, 36th AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference, Toronto, Canada, June 2005.
4. D'Ambrosio, D. and Giordano, D., "Electromagnetic Fluid Dynamics for Aerospace Applications," Journal of Thermophysics and Heat Transfer, Vol. 21, No. 2, 2007.
5. D'Ambrosio, D. and Giordano, D., "Two-Dimensional Numerical Methods in Electromagnetic Hypersonics Including Fully Coupled Maxwell Equations," AIAA Paper 2008-4013, 39th AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference, Seattle, WA, USA, June 2008.
6. MacCormack, R., "Numerical Simulation of Aerodynamic Flow Including Induced Magnetic and Electric Fields," AIAA 2008-4010, 39th AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference, Seattle, WA, June 2008.
7. Giordano, D., "Hypersonic-Flow Governing Equations with Electromagnetic Fields," AIAA Paper 2002-2165, May 2002.
8. Bruno, D., Laricchiuta, A., Capitelli, M., Catalfamo, C., and Giordano, D., "Transport Properties of Partially Ionized Argon in a Magnetic Field," Journal of Thermophysics and Heat Transfer, Vol. 22, No. 3, Jul.-Sep. 2008, pp. 424-433.
9. Bruno, D., Laricchiuta, A., Capitelli, M., Catalfamo, C., and Giordano, D., "Transport Properties of High Temperature Air Plasma in the Presence of Magnetic Field," AIAA 2008-4015, 39th AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference, Seattle, WA, June 2008.
10. G'ulhan, B. E., Koch, U., Siebe, F., Riehmer, J., Giordano, D., and Konigorski, D., "Experimental Verification of Heat-Flux Mitigation by Electromagnetic Fields in Partially Ionized-Argon Flows," Journal of Spacecraft and Rockets, accepted for publication.
11. Bruno, D., Catalfamo, C., Laricchiuta, A., Giordano, D., and Capitelli, M., "Convergence of Chapman-Enskog Calculation of Transport Coefficients of Magnetized Argon Plasma," Physics of Plasmas, Vol. 13, No. 7, 2006, pp. 072307, doi:10.1063/1.2221675.

## **TURBULENCE EFFECTS IN SUPERSONIC MHD FLOW ABOUT CONE-CYLINDER**

*Chernyshev A. S., Golovachov Yu.P., Schmidt A.A.*

Ioffe Institute RAS, Saint Petersburg, Russia, [alexander.schmidt@mail.ioffe.ru](mailto:alexander.schmidt@mail.ioffe.ru)

**Introduction.** The paper presents some results of numerical investigations of supersonic MHD flows of weakly ionized nitrogen plasma around a cone-cylinder at conditions corresponding to experiments on the Big Shock Tube of the Ioffe Institute of RAS. The purpose of the investigations is further validation and development of the simulation algorithm as well as analysis of major factors governing the MHD impact on plasma turbulent flows. The effect of the magnetic field induced by the coil imbedded in the model on the plasma flow was investigated and the efficiency of the localized MHD interaction was

estimated. At that the special attention was paid to determination of the thermal loading on the body and to comparison of results of flow simulation with experimental data, in particular, with wall heat flux measurements by Gradient Heat Flux Sensors.

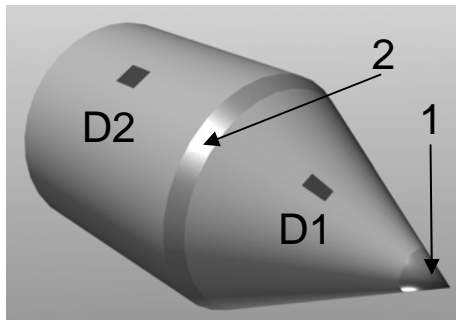
To enhance the efficiency of the MHD interaction a surface electric discharge was arranged between an electrode installed on the cone apex and a ring electrode installed in the vicinity of the cone-cylinder conjugation (see Fig. 1). The electric discharge rotates in the magnetic field, induced by the coil, producing near the cone surface a sheet of plasma with high electric conductivity. This provides rise of the efficiency of the MHD interaction which is localized near the cone surface with maximum at the cone-cylinder conjugation.

The investigation showed that at conditions under study the predominant factors of MHD impact on weakly ionized plasma flow around the model governing the flow structure are both the ponderomotive force and the Joule heating. It is worth to be mentioned that in a wide range of incoming flow parameters the flow around the model is turbulent one. One of aims of the study is investigation of effects of flow turbulence.

The utilized algorithm is based on a mathematical model which considers the plasma as a neutral electrically conductive fluid. Motion of such a fluid is described by equations of magnetic hydrodynamics.

The presented results correspond to coil and electric discharge parameters providing the magnetic induction in coil center to be equal approximately to 1.0 T, and characteristic time of magnetic field existence to be greater than the flow time. The electric discharge between the electrode on the cone apex and on the cone-cylinder conjugation arranged to enhance the MHD interaction efficiency and produced by the electric current pulse through the induction coil rotates in the induced magnetic field with the frequency approximately equal to 30 kHz, that allows, comparing the rotation period and the characteristic time of plasma recombination, consider, at the present stage of the investigations, the flow as axisymmetrical. Estimates showed that in this case the plasma electric conductivity near the cone surface is about  $\sigma \approx 10^4$  S/m. This value was used in the simulations.

A Large Eddy Simulation Turbulence Model (LES TM), implemented in the computations, seems to be perspective for problems under study. Since transport of mass, momentum, and energy of turbulent medium is mainly due to the large eddies this process can be simulated directly on the basis of “filtered” Navier-Stokes equations supplied with specific

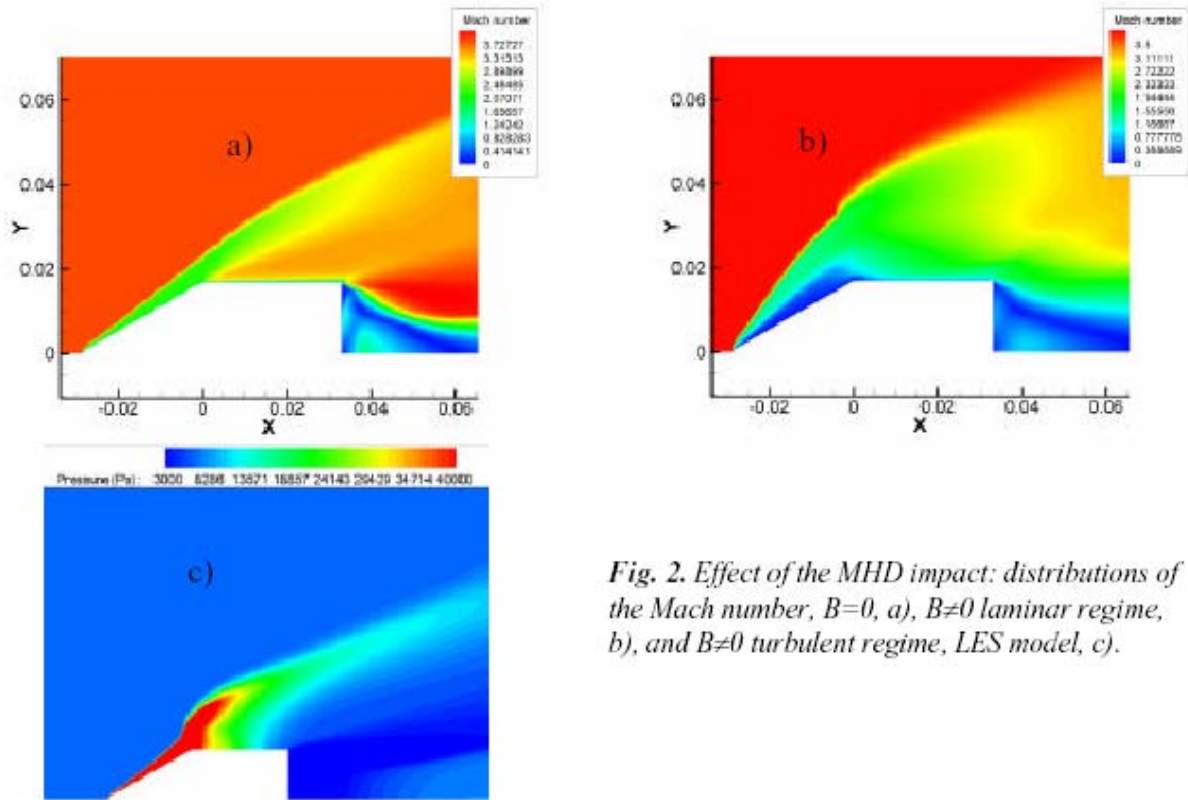


**Fig. 1.** Cone-cylinder body with the electrode system (1 – 2) and heat flux sensors (D1 – D2).

MHD terms: the Joule heating and the ponderomotive force. Small eddies are less dependent on the external influence and can be described by a subgrid model. Besides all, such an approach probably enables one to use more coarse numerical grids and large time-steps in comparison with other turbulent models. In this investigation LES TM was used with the Smagorinsky model for subgrid scale.

**Some results.** Figs. 2 (a, b, c) present distributions of the Mach number for turbulent flow regime. Fig. 2 (a) corresponds to absence of MHD interaction ( $B = 0$  T), Fig. 2 (b) corresponds to case of laminar flow under MHD impact (the characteristic time of electric current pulse about 1.5 ms, the total current is  $10^3$  A). It is seen that at chosen arrangement of the induction coil domain of maximum MHD interaction is localized in the vicinity of the cone-cylinder conjugation where the induction of the magnetic field reaches 30 T, while near the cone tip the induction is about zero. It is worth to be mentioned that in spite of significantly non-uniform distribution of the magnetic field induction (with highly localized maximum in the vicinity of the cone-cylinder conjugation) the domain of efficient MHD interaction is

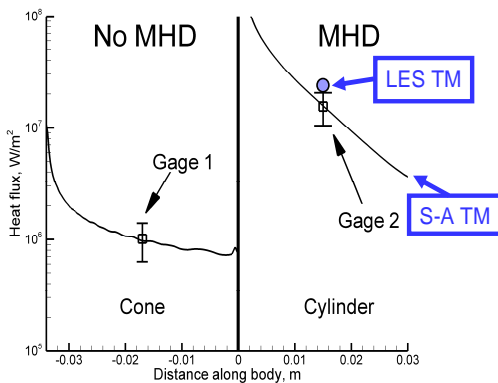
stretched near all surface of the cone due to high density of the electric current in the discharge. Fig. 2 (c) corresponds to case of turbulent flow under MHD impact.



*Fig. 2. Effect of the MHD impact: distributions of the Mach number,  $B=0$ , a),  $B\neq 0$  laminar regime, b), and  $B\neq 0$  turbulent regime, LES model, c).*

Comparison the latter result with this for the laminar regime shows that effects of the turbulence manifest itself mainly in dynamic and thermal loadings on the body. Under considered conditions MHD interaction results in noticeable decrease of the Mach number near the body, which is mainly due to temperature increase and flow deceleration because of the Joule heating and the ponderomotive force effect.

Fig. 3 demonstrates comparison of simulated wall heat flux profile along the body generatrix with experimental data. At that the predicted and measured wall heat fluxes on the cone surface correspond to the case of absence of the MHD interaction, while results for the cylinder surface relate to the case of the MHD interaction (S-A TM denotes computations with the Spalart-Allmaras turbulent model). Rather good agreement of the predictions and the measurements can be observed. This testifies for adequacy of the formulated mathematical model for flows around the of test body at conditions provided by the BST setup of the Ioffe Institute.



*Fig.3. Comparison of the predictions with experimental data on cone ( $B=0$ ) and cylinder ( $B\neq 0$ ) surfaces.*

Conclusion. Thus, the formulated mathematical model and the numerical method were implemented to simulate laminar and turbulent supersonic weakly ionized nitrogen flows around cone-cylinder body under the MHD impact. The developed algorithm provides the second order approximation in temporal coordinate. Such a modification enables one to investigate essentially non-stationary processes, which is necessary for accounting for dynamics of discharge rotation.

## SESSION 6. MHD/PA Flow Control

At this first stage of the study the simple Spalart-Allmaras and LES-type turbulent models were implemented.

It was shown that the proposed way of the MHD flow control results in increase of the wall heat flux. As regards to aerodynamic drag of such a body with MHD interaction it can be note that rearrangement of the base flow accompanying the MHD impact decreases essentially effect of drop of the drag on the cone and cylinder

### Acknowledgments

The study is carried out under financial support of ISTC projects and Programs of the Presidium of RAS P09.

## ЭФФЕКТЫ ТУРБУЛЕНТНОСТИ В СВЕРХЗВУКОВОМ МГД ТЕЧЕНИИ ОКОЛО МОДЕЛИ КОНУС-ЦИЛИНДР

*Чернышев А.С., Головачев Ю.П., Шмидт А.А.*

ФТИ им. А.Ф. Иоффе РАН, Санкт-Петербург, 194021, Россия

**Введение** В работе представлены некоторые результаты численных исследований сверхзвуковых МГД течений слабо ионизированного азота вблизи тела конус-цилиндр при условиях, соответствующих экспериментам на Большой Ударной Трубе ФТИ РАН. Целью исследований является дальнейшее развитие и тестирование алгоритма моделирования, а также анализ основных факторов МГД воздействия на турбулентные потоки плазмы. Было исследовано влияние магнитного поля, генерируемого катушкой, установленной в модели, на течение и оценена эффективность локализованного МГД воздействия на поток. При этом особое внимание уделено определению тепловой нагрузки на модель и сравнению результатов расчетов с экспериментальными данными, в частности, с измерениями теплового потока на поверхности модели при помощи градиентного датчика тепловых потоков.

Для увеличения эффективности МГД взаимодействия на поверхности конуса был организован разряд между электродом, установленным в вершине конуса, и кольцевым электродом, установленным вблизи сопряжения конуса и цилиндра (см. Рис. 1). Электрический разряд вращается в магнитном поле, индуцированном катушкой, при этом на поверхности конуса возникает слой плазмы с высокой электропроводностью. Это обеспечивает повышение эффективности МГД взаимодействия, которое локализовано, главным образом, у поверхности конуса с максимумом вблизи окружности сопряжения конус-цилиндр.

Исследования показали, что при рассмотренных условиях основными факторами, определяющими МГД воздействие на поток слабо ионизированной плазмы вблизи модели, являются пондеромоторная сила и джоулево тепловыделение. Следует заметить, что в широком диапазоне параметров набегающего потока течение вблизи модели является турбулентным. Одной из целей этой работы является исследование эффектов турбулентности.

Использовалась гидродинамическая модель, которая рассматривает плазму как нейтральную проводящую сплошную среду. Движение такой среды описывается с помощью уравнений магнитной гидродинамики.

Представленные результаты соответствуют параметрам импульса электрического тока через катушку и электрический разряд, который создает на оси катушки индукцию генерируемого магнитного поля около 1 Т, при этом характерное время существования магнитного поля заметно больше, чем время установления течения. Электрический разряд между электродами в вершине конуса и вблизи окружности сопряжения конус-цилиндр, который создается электрическим импульсом

через индукционную катушку для увеличения интенсивности МГД взаимодействия, вращается в магнитном поле с частотой около 30 КГц, что позволяет, сравнивая период вращения и время рекомбинации плазмы, считать на данном этапе исследований течение осесимметричным. Оценки показали, что в этом случае электропроводность плазмы около поверхности конуса  $\sigma \approx 10^4$  С/м. Это значение электропроводности использовалось в расчетах.

Описание турбулентности потока, основанное на моделировании эволюции больших вихрей (LES) было использовано в проведенных исследованиях. Поскольку перенос массы, импульса и энергии осуществляется главным образом большими вихрями, в то время как малые вихри меньше зависят от внешних факторов, таких, как МГД воздействие, этот подход более подходит для описания турбулентности в этом случае. Эволюция больших вихрей моделируется в ходе решения «отфильтрованных» уравнений Навье-Стокса с дополнительными МГД членами, а для малых вихрей используются специальные подсеточные модели. Это позволяет использовать более грубые сетки и большие шаги по времени. В качестве модели подсеточного уровня использовалась модель Смагоринского.

**Некоторые результаты** На Рис. 2(а, б, с) приведено распределения числа Маха. Рис. 2 (а) - для случая отсутствия МГД взаимодействия ( $B = 0$  Т). Рис. 2 (б) - при МГД взаимодействии ( $B \neq 0$  Т характерное время импульса электрического тока – 1.5 мс, полный ток -  $10^3$  А), ламинарный режим. Рис. 2 (с) - при МГД взаимодействии ( $B \neq 0$  Т характерное время импульса электрического тока – 1.5 мс, полный ток -  $10^3$  А), турбулентный режим. Видно, что на рассматриваемой модели максимальная интенсивность МГД взаимодействия достигается около линии сопряжения конус-цилиндр, где магнитная индукция достигает 30 Т, в то время как у вершины конуса индукция близка к 0. При рассматриваемых условиях МГД взаимодействие приводит к заметному уменьшению числа Маха вблизи тела, что связано с торможением потока из-за действия пондеромоторной силы, и с увеличением температуры из-за джоулева тепловыделения. Это увеличение температурного потока приводит также к утолщению граничного слоя на цилиндре.

Сравнение результатов для турбулентного и ламинарного режимов показывает, что турбулентность проявляется, главным образом, в увеличении тепловой и динамической нагрузок на модель. При рассматриваемых условиях МГД воздействие на поток ведет к уменьшению числа Маха вблизи тела в результате увеличения температуры и торможения потока из-за джоулева тепловыделения и пондеромоторной силы.

Увеличение теплового потока на стенку цилиндра показано на Рис. 3 (расчетное значение потока в рамках LES модели, LES TM, показано красной точкой, S-A TM обозначает модель турбулентности Спаларта-Аллмараса). Результаты численного моделирования находятся в хорошем соответствии с экспериментальными данными, полученными на БУТ ФТИ им. А.Ф.Иоффе РАН, что подтверждает адекватность сформулированной модели для условий работы БУТ ФТИ РАН

**Заключение** Таким образом, в рамках выполнения численных исследований по программе проекта с помощью сформулированной модели и построенного численного метода были проведены трехмерные расчеты ламинарного и турбулентного обтекания тела конус-цилиндр без учета и с учетом МГД взаимодействия. В ходе работ был модифицирован алгоритм расчета, что повысило порядок аппроксимации по времени до второго. Такая модификация дает возможность проводить исследования существенно нестационарных процессов, что необходимо для дальнейшего учета динамики вращения электрического разряда. На данном этапе исследований были использованы модели турбулентности Спаларта-Аллмараса и LES.



## SESSION 6. MHD/PA Flow Control

Показано, что используемый метод управления потоком ведет к увеличению тепловой нагрузки на тело. Перестройка донного течения в результате МГД воздействия на поток существенно уменьшает эффект падения трения на поверхностях конуса и цилиндра.

### *Благодарности*

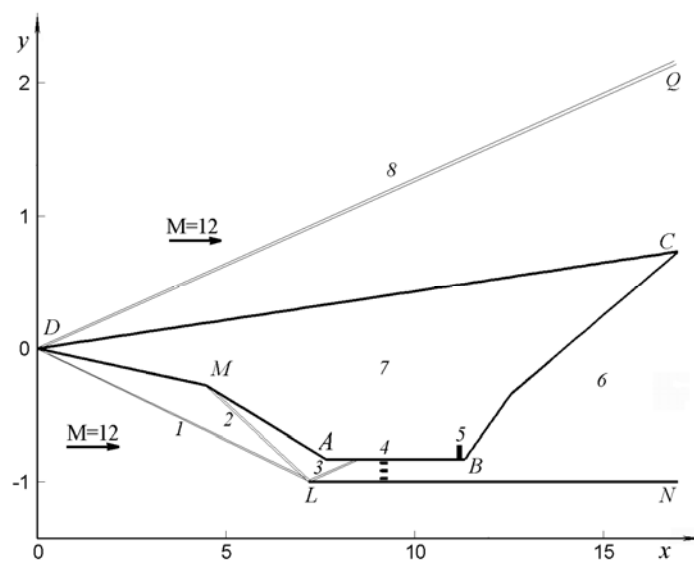
Исследование проводится при финансовой поддержке МНТЦ и Программы Президиума РАН П-09.

## MHD ELECTRIC POWER GENERATION AT THE COMBUSTION IN HIGH VELOCITY DEVICES

*O.V. Gouskov, M.K. Danilov, V.I. Kopchenov, A.B. Vatazhin*

The capability of electric power generation by magnetogasdynamic method (MHD) in a model of high velocity air-breathing engine integrated with flying vehicle is analyzed. The key problem is the estimation of the vehicle integral performances at the flow field transformation caused by MHD influence with accounting for additional drag force. The main goal of the work is to confirm the possibility of electric power generation at the maintaining the positive thrust-drag balance.

The scheme of the model of high velocity air-breathing engine with MHD generator installed at the combustor exit is shown in fig.1.



**Fig.1.** The scheme of high velocity air-breathing engine with MHD generator installed at the combustor exit: bow shocks (1, 8), wedge shock (2), lip shock (3), struts for fuel injection in the combustor (4), position of MHD generator installation (5), nozzle (6), flying vehicle (7)

As the example, the flight of the of 17 m in length vehicle with on design shock system for inlet entrance height  $l = 1$  m at the altitude 36 km with Mach number  $M = 12$  (the angle of attack is supposed to be zero) at hydrogen as the fuel using is considered. The heights of the inlet internal duct, combustor and MHD generator are constant and they are equal to 0.167 m.

Simultaneous numerical solution of electrodynamic and gasdynamic equations (with account for turbulence, MHD force and thermal sources, combustion kinetics) for internal and external flow is performed.

The MHD interaction parameter corresponding to combustor exit flow conditions, the magnetic field  $B = 1$  Tl and electric conductivity  $\sigma = 50$  Sm/m is equal to 0.053.

The gasdynamic parameters distributions, combustion and electric power generation efficiencies and forces balance are obtained. It is shown that the energy extraction from the model engine duct (2.1% from the value of total enthalpy flow at the combustor exit) can be realized at the positive force balance maintaining.

### **МГД ГЕНЕРАЦИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ МОЩНОСТИ ПРИ ГОРЕНИИ В ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ УСТРОЙСТВАХ**

*А.Б. Ватажин, О.В. Гуськов, М.К. Данилов, В.И. Копченков*

Рассмотрена возможность генерирования электрической энергии магнитогазодинамическим (МГД) методом в модели высокоскоростного воздушно-реактивного двигателя (ВРД), интегрированного с летательным аппаратом. Ключевым вопросом является определение интегральных характеристик аппарата при вызванной МГД воздействием перестройке течения и появлении дополнительной составляющей силы сопротивления. Основная цель работы – показать возможность генерирования электроэнергии при сохранении положительного баланса сил тяга-сопротивление.

Модель высокоскоростного ВРД с МГД генератором показана на рис. 1.

В качестве примера рассматривается полет аппарата длиной 17 м с расчетной системой скачков уплотнения при высоте входного сечения воздухозаборника  $l = 1$  м при использовании в качестве топлива водорода на высоте 36 км с числом Маха  $M = 12$  (угол атаки полагается равным нулю). Высоты каналов воздухозаборника, камеры сгорания и следующего за ним МГД генератора постоянны, одинаковы и равны  $h = 0.167$  м.

Осуществляется совместное численное интегрирование электродинамических и газодинамических уравнений (с учетом турбулентности, МГД силовых и тепловых источников, кинетики горения) для внутреннего и внешнего течений.

Параметр МГД взаимодействия при условиях на выходе из камеры сгорания для магнитного поля  $B = 1$  Тл и электрической проводимости  $\sigma = 50$  См/м составляет 0.053.

Найдены распределения газодинамических параметров, полнота сгорания, эффективность генерирования электроэнергии и баланс сил. Показано, что отбор энергии из тракта двигателя (составляющий 2.1% от величины потока полного теплосодержания на выходе из камеры сгорания) можно осуществить при сохранении положительного баланса сил.

## THEORETICAL RESEARCHES AND EXPERIMENTAL REALIZATION OF THE QUASI-STEADY PLASMA ACCELERATOR WITH THE LONGITUDINAL MAGNETIC FIELD

*A.N. Kozlov*

Keldysh Institute of Applied Mathematics, RAS,  
Miusskaya Sq. 4, Moscow, 125047, Russia, [ankoz@keldysh.ru](mailto:ankoz@keldysh.ru)

Generation of the high-speed plasma streams is one of the actual problems of the modern plasma physics and magnetic gas dynamics. The quasi-steady high-current plasma accelerators (QSPA) [1] are capable to generate the plasma streams with the average directed energy of ions up to tens keV and with the full energy capacity up to tens MJ. The elementary plasma accelerators consist of two coaxial electrodes connected to the electric circuit. A neutral gas is introduced between the electrodes. Owing to the high voltage there is a breakdown and an ionization front is formed. Acceleration of plasma is caused by action of the Ampere force in the presence of the azimuthal magnetic field generated by a current flowing along an internal electrode. The negative influence of the Hall effect leads to the erosion of electrodes and the occurrence of the phenomena of the current crisis caused by the low density of plasma in a vicinity of the anode under certain conditions. As a whole it is possible to avoid these difficulties in two-stage systems of QSPA [1] in which the ion current transport regime is realized by means of the complex systems of the anode and cathode transformers in the second stage. In this case the additional plasma inflow is carried out through the penetrated electrodes representing a set of rods. However the anode transformers do not provide the plasma acceleration in a longitudinal direction and accordingly smooth joining of the basic accelerated stream and stream flowing through the anode. The researches [2-9] carried out for last years have shown that the specified difficulties can be overcome by means of an additional longitudinal magnetic field. Not mentioning questions of applications it is possible to mark some directions of researches of processes in QSPA with a longitudinal field and also to note the results received recently.

**1. Dynamics of the plasma streams in the channel of QSPA.** Now the bases of the QSPA theory with a longitudinal magnetic field are developed and the fundamental properties of the high-velocity plasma streams in a three-component magnetic field are revealed. The MHD-models of a various level of the complexity are created and developed. The analytical model of the two-dimensional axial-symmetrical stationary flows of the ideally conducting plasma is developed in [2]. The estimations of efficiency of the acceleration process [6] are received within the framework of the quasi-one-dimensional approximation of the narrow channel [1]. Two numerical MHD-models [3,4] of the two-dimensional non-stationary rotating plasma streams are developed. These models allow calculating the stationary flows using the relaxation method. Verification of solutions was carried out by means of the analytical model. In both cases the numerical integration of the MHD-problem assumes to use a potential vector of a magnetic field and to provide a condition of that the divergence of a magnetic field is equal to zero. The one-fluid MHD-model [4] is constructed in view of the finite conductivity of medium and it provides a correct statement of a problem on the plasma-conductor boundary. It is established that the additional longitudinal field leads to the increasing rotation of a stream and increase in the plasma concentration in a vicinity of an external electrode. The basic opportunity to operate by the processes near to the electrodes by means of a weak longitudinal field is revealed. However the formation of the current layers in a plasma stream and the current attachments to an electrode in the plasma accelerator channel is revealed at the enough great values of a longitudinal field [5]. The Hall effect and the electrical conductivity tensor is considered in the two-fluid MHD-model [3]. The modification of this model and the results of researches in the accelerator channel for the ion

current transport regime are presented in work [8] and have confirmed an opportunity of formation of the current attachments to an electrode at the great values of a longitudinal field which are not representing a practical interest.

**2. The compressible plasma flows at the presence of a longitudinal field.** Researches of the compressible streams are spent within the framework of one-fluid MHD model. At the presence of a weak longitudinal field at the inlet in the QSPA channel we observe the generation of a strong magnetic field [7] on a conic shock wave in the compressible plasma stream at the outlet from the accelerator. The research of influence of the geometrical factors on the compressible plasma streams is carried out. As a rule the length of an external electrode surpasses the linear sizes of an internal electrode. The narrowing or expansion of a part of the external electrode being its continuation behind a cut of an internal electrode leads to the change of parameters in the flying plasma stream. The parameters of plasma and value of a generated magnetic field behind a conic shock wave vary in the appropriate way. Nevertheless the change of geometry of an external electrode or more precisely its continuation does not influence a position of a conic shock wave.

**3. The experimental realization of QSPA with a longitudinal magnetic field.** On the basis of theoretical and numerical researches the new installation of QSPA with a longitudinal magnetic field [9] is created at the Troitsk Institute of Innovations and Thermonuclear Researches within the framework of the project of the RFBR. The lead experiments have shown an opportunity of realization of the discharges, the formations of the ionization front and the generation of the plasma streams in the presence of a longitudinal field in the accelerator channel. As a result of a series of experiments the volt-ampere characteristics are constructed for the various values of a longitudinal field and the mass flux of gas. Now two modifications of the QSPA with a longitudinal magnetic field are realized in practice adequating to the two modes of the ion and electron current transport. The further development of the experimental researches assumes the use of the various methods of the plasma diagnostics.

Work was supported by Russian Foundation of Basic Research (grant 06-02-16707) and by Russian Academy of Sciences (program 11).

### *References*

1. Morozov A.I. Introduction in plasmadynamics. Moscow. Fizmatlit. 2008 (in Russian).
2. Kozlov A.N. Influence of a longitudinal magnetic field on the Hall Effect in the plasma accelerator channel. // J. Fluid Dynamics. 2003. V. 38. P. 653-661.
3. Kozlov A.N. Modeling of rotating flows in the plasma accelerator channel with longitudinal magnetic field. // J. Problems of Atomic Science and Technology. Series: Plasma Physics. 2005. No 1. P. 104-106.
4. Kozlov A.N. Dynamics of the rotating flows in the plasma accelerator channels with a longitudinal magnetic field. // J. Plasma Physics Reports. 2006. V. 32. No. 5. P. 378-387.
5. Kozlov A.N., Zaborov A.M. Formation of the current attachments in plasma accelerator channel under influence of the longitudinal magnetic field. // J. Problems of Atomic Science and Technology. Series: Plasma Physics. 2006. No. 12. P. 93-96.
6. Kozlov A.N. Basis of the quasi-steady plasma accelerator theory in the presence of a longitudinal magnetic field. // J. Plasma Physics. 2008. V. 74. No. 2. P. 261-286.
7. Kozlov A.N. Generation of the magnetic field in the compressible plasma streams.// Problems of Atomic Science and Technology. Series: Plasma Physics. 2008. No. 6. P. 101-103.
8. Kozlov A.N. Two-fluid MHD-model of the plasma flows in the quasi-steady accelerator with a longitudinal magnetic field. // J. Applied mechanics and the technical physics. 2009. V. 50. No. 2. Forthcoming.

9. Kozlov A.N., Drukarenko S.P., Klimov N.S., Moskacheva A.A., Podkovyrov V.L. The experimental research of the electric characteristics of discharge in the quasi-steady plasma accelerator with the longitudinal magnetic field. // J. Problems of Atomic Science and Technology. Series: Plasma Physics. 2009. No. 1. Forthcoming.

### ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ КВАЗИСТАЦИОНАРНОГО ПЛАЗМЕННОГО УСКОРИТЕЛЯ С ПРОДОЛЬНЫМ МАГНИТНЫМ ПОЛЕМ

*А.Н. Козлов*

Институт Прикладной Математики им. М.В. Келдыша РАН,  
Миусская пл., 4, Москва, 125047, Россия, [ankoz@keldysh.ru](mailto:ankoz@keldysh.ru)

Генерация высокоскоростных потоков плазмы является одной из актуальных задач современной физики плазмы и магнитной газодинамики. Квазистационарные сильноточные плазменные ускорители (КСПУ) [1] способны генерировать потоки плазмы со средней направленной энергией ионов до десятков кэВ и энергосодержанием до десятков Мдж. Простейшие плазменные ускорители состоят из двух коаксиальных электродов, подсоединенных к электрической цепи. Между электродами подается нейтральный газ. При наличии высокого напряжения происходит пробой и формируется фронт ионизации. Ускорение плазмы обусловлено действием силы Ампера в присутствии азимутального магнитного поля, генерируемого током, протекающим вдоль внутреннего электрода. Отрицательное воздействие эффекта Холла приводит к эрозии электродов и возникновению при определенных условиях явления кризиса тока, вызванного недостатком плазмы в окрестности анода. Эти трудности в целом удается избежать в двухступенчатых системах КСПУ [1], в которых реализован режим ионного токопереноса с помощью сложных систем анодного и катодного трансформеров второй ступени. В этом случае предполагается дополнительная подача плазмы через проницаемые электроды, представляющие собой набор стержней. Однако анодные трансформеры не обеспечивают ускорение плазмы в продольном направлении и соответственно плавную стыковку основного ускоряющегося потока и анодного подпотока. Проведенные за последние годы исследования [2-9] показали, что указанные трудности можно преодолеть с помощью дополнительного продольного магнитного поля. Не затрагивая вопросы приложений, можно выделить некоторые направления исследований процессов в КСПУ с продольным полем, а также отметить результаты, полученные в последнее время.

**1. Динамика потоков плазмы в канале КСПУ.** В настоящее время разработаны основы теории КСПУ с продольным магнитным полем и выявлены фундаментальные свойства высокоскоростных потоков плазмы в трехкомпонентном магнитном поле. Созданы и развиты МГД-модели различного уровня сложности. Разработана аналитическая модель двумерных осесимметричных стационарных течений идеально проводящей плазмы [2]. Оценки эффективности процесса ускорения [6] получены в рамках квазиодномерного приближения узкого канала [1]. Разработаны две численные МГД-модели [3,4] двумерных нестационарных вращающихся потоков плазмы. Эти модели позволяют рассчитать стационарные течения методом установления. Верификация решений осуществлялась с помощью аналитической модели. В обоих случаях численное интегрирование МГД-задачи предполагает использование вектор потенциала магнитного поля и выполнение условия бездивергентности магнитного поля. Одножидкостная МГД-модель [4] построена с учетом конечной проводимости среды, что обеспечивает корректную постановку задачи на границе плазма - проводник. Установлено, что дополнительное продольное поле приводит к нарастающему

вращению потока и увеличению концентрации плазмы в окрестности внешнего электрода. Выявлена принципиальная возможность управлять приэлектродными процессами с помощью слабого продольного поля. Однако при достаточно больших значениях продольного поля обнаружено формирование токовых слоев в потоке плазмы и привязок тока к электроду в канале плазменного ускорителя [5]. В двухжидкостной МГД-модели [3] учитывается эффект Холла и тензор проводимости. Модификация этой модели и результаты исследований в канале ускорителя для режима ионного токопереноса представлены в работе [8] и подтвердили возможность формирования привязок тока к электроду при больших значениях продольного поля, не представляющих практического интереса.

**2. Компрессионные течения плазмы при наличии продольного поля.** Исследования компрессионных потоков проводятся в рамках одножидкостной МГД-модели. При наличии слабого продольного поля на входе в канал КСПУ обнаружена генерация сильного магнитного поля на конической ударной волне в компрессионном потоке плазмы на выходе из ускорителя [7]. Проведено исследование влияния геометрических факторов на компрессионные потоки плазмы. Длина внешнего электрода, как правило, превосходит линейные размеры внутреннего электрода. Сужение или расширение части внешнего электрода, являющейся его продолжением за срезом внутреннего электрода, приводит к изменению параметров в набегающем потоке плазмы. Соответствующим образом меняются параметры плазмы и значения генерируемого магнитного поля за конической ударной волной. Тем не менее, изменение геометрии внешнего электрода или точнее его продолжения не влияет на положение конической ударной волны.

**3. Экспериментальная реализация КСПУ с продольным магнитным полем.** На основе теоретических и численных исследований в рамках проекта РФФИ создана в ТРИНИТИ новая установка КСПУ с продольным магнитным полем [9]. Проведенные эксперименты продемонстрировали возможность осуществления разрядов, формирования фронта ионизации и генерации потоков плазмы при наличии продольного поля в канале ускорителя. В результате серии экспериментов построены вольтамперные характеристики для различных значений продольного поля и расхода газа. В настоящее время реализованы на практике две модификации КСПУ с продольным магнитным полем, отвечающие двум режимам ионного и электронного токопереноса. Дальнейшее развитие экспериментальных исследований предполагает использование различных методов диагностики плазмы.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект № 06-02-16707) и Президиума

## MATHEMATICAL MODELING OF JET OUTFLOWS FORMATION AROUND COMPACT OBJECTS WITH ACCRETION DISKS

*Lukin V.V.*

Keldysh institute of applied mathematics RAS, Russia, Moscow

[vvlukin@gmail.com](mailto:vvlukin@gmail.com)

Class of problems relating to jet outflows and particle acceleration around compact objects is one of the most interesting classes of astrophysical problems. Such outflows shortly called “jets” are observed in active galactic nuclei (galaxy M87) and microquasars (SS433) [1].

We suppose that jet arising system consists of three elements: (1) compact central gravitating object and (2) thin perfectly conducting accretion disk with poloidal homogeneous

## SESSION 6. MHD/PA Flow Control

magnetic field trapped in are submerged in (3) a «cloud» of galactic plasma (which main source is star-partner of compact object) supersonic accretion to compact object.

Mathematical model of the system (fig. 1) consist of ideal magnetohydrodynamics equations subject to gravitational force produced by compact object with initial and boundary conditions setting up supersonic accretion to compact object (star) with accretion disk. System of equations is solved in twodimensional axisymmetric area and includes

- equation of continuity:  $\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho \vec{v}) = 0$ ;
- pulse conservation law:  $\rho \left( \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + (\vec{v}, \nabla) \vec{v} \right) = -\nabla p + \frac{1}{4\pi} (\nabla \times \vec{B}) \times \vec{B} + \vec{F}$ ;
- energy conservation law:  $\frac{\partial e}{\partial t} + \nabla((e + p) \vec{v}) = \frac{1}{4\pi} \vec{v} \cdot (\nabla \times \vec{B}) \times \vec{B} + \vec{F} \cdot \vec{v}$ ;
- Faradey's law:  $\frac{\partial \vec{B}}{\partial t} = \nabla \times (\vec{v} \times \vec{B})$ .

Here  $\rho$  is gas density,  $\vec{v} = (v_z, v_r, v_\phi)$  – gas velocity vector,  $p$  – gas pressure,  $\gamma$  – adiabatic exponent,  $e = p/(\gamma - 1) + \rho |\vec{v}|^2$  – full energy of unit volume of gas,  $\vec{B} = (B_z, B_r, B_\phi)$  – magnetic induction vector. Equation of state  $p = (\gamma - 1)\rho e$ ,  $e$  – specific interior energy. Gravitational force is defined in the following way:  $\vec{F} = -G \frac{M\rho}{R^2} \frac{\vec{r}}{R}$ ,  $R = \sqrt{r^2 + z^2} > r_c$ ,  $\vec{F} = -G \frac{M\rho}{r_c^2} \frac{\vec{r}}{R}$ ,  $R \leq r_c$ , where  $G$  – gravitational constant,  $M$  – central object mass,  $\vec{r} = (z, r, \phi)$  – radius vector,  $r_c$  – effective radius of central body.

Main dimentionless parameters of system are  $\beta = 8\pi p_0 / B_0^2 = 0.02$ ,

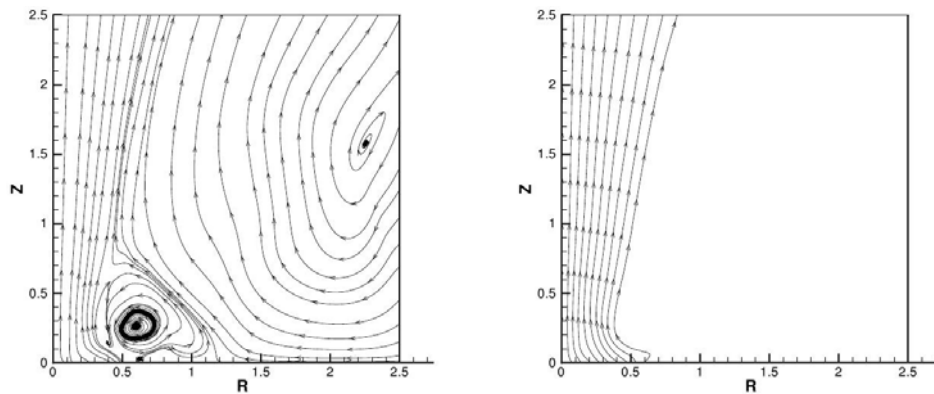


Fig.2. Poloidal momentary lines of flow (left) and magnetic field (right).

$$g = GM / L_0 V_0^2 = 0.5, \quad \omega = L_0 \Omega_0 / V_0 = 1.$$

Numerical solution has a number of characteristics (fig. 2).

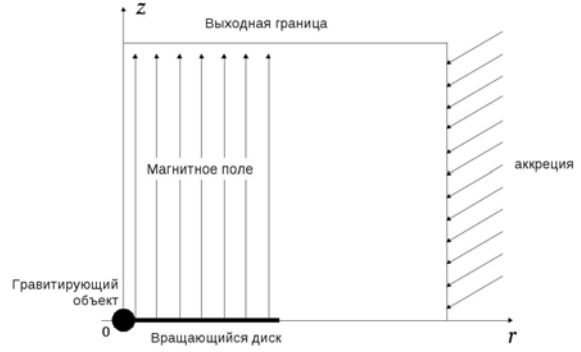


Fig.1. Calculating area



1. Cone-shaped channel with hot walls arises around axis. It contains system magnetic field and matter which density is by several digits less than density of accreting plasma. The channel form conforms to De Laval nozzle, and location of critical section is determined by location of accreting matter stagnation area and gravitational field.
2. The channel walls enable matter entering the channel to be accelerated by central hot body radiational pressure.
3. Such accelerated jet is well collimated: channel form is cone with nonlinear generatrix, angle between generatrix and z-axis in segment  $0.75 < z < 2.0$  averages  $12.2^\circ$ .
4. Jet matter speed on the top boundary of computational area is 14 km/s, rate of matter outflow is about 13% of accretion rate.

The work was done with partial financial support from RFBR (project № 09-01-00151).

## References

1. V. V. Savel'ev, Yu. M. Toropin, V. M. Chechetkin. A Possible Mechanism for the Formation of Molecular Flows. Astronomy Reports, Vol. 40, No. 4, 1996, pp. 494-508.
2. М.П. Галанин, В.В. Лукин, В.М. Четкин. Математическое моделирование струйных выбросов вещества в окрестности аккреционного диска. // Препр. Инст. Прикл. Матем. им. М.В. Келдыша РАН. 2008. № 54. 36 с.

## МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБРАЗОВАНИЯ СТРУЙНЫХ ВЫБРОСОВ ОКОЛО КОМПАКТНЫХ ОБЪЕКТОВ С АККРЕЦИОННЫМИ ДИСКАМИ

Лукин В.В.

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, Россия, Москва

Проблемы, связанные со струйными выбросами и ускорением частиц в окрестностях компактных объектов, составляют один из наиболее интересных классов задач астрофизики. Подобные выбросы, называемые джетами, наблюдаются у активных галактических ядер (галактика M87), микроквазаров (объект SS433) [1].

В работе предполагается, что система, порождающая джет, состоит из трех основных элементов: (1) компактного центрального гравитирующего объекта с (2) тонким идеально проводящим аккреционным диском, в который встроено полоидальное однородное магнитное поле, погруженных в (3) «облако» галактической плазмы (основной источник которой – звезда-партнер компактного объекта), падающей на центральный объект со сверхзвуковыми скоростями.

Математическая модель рассматриваемой системы (см. рис. 1) состоит из системы уравнений идеальной магнитной гидродинамики с учетом гравитационной силы, создаваемой компактным центральным объектом, и начальных и граничных условий, задающих сверхзвуковую аккрецию на компактный объект (звезду) с аккреционным диском. Система уравнений решается в двумерной осесимметричной области аналогично [2] и включает

- уравнение неразрывности:  $\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho \vec{v}) = 0$ ;
- закон сохранения импульса:  $\rho \left( \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + (\vec{v}, \nabla) \vec{v} \right) = -\nabla p + \frac{1}{4\pi} (\nabla \times \vec{B}) \times \vec{B} + \vec{F}$ ;
- закон сохранения энергии:  $\frac{\partial e}{\partial t} + \nabla((e + p) \vec{v}) = \frac{1}{4\pi} \vec{v} \cdot (\nabla \times \vec{B}) \times \vec{B} + \vec{F} \cdot \vec{v}$ ;
- закон Фарадея:  $\frac{\partial \vec{B}}{\partial t} = \nabla \times (\vec{v} \times \vec{B})$ .

## SESSION 7. Plasma Aerodynamics – 3

Здесь  $\rho$  – плотность газа,  $\vec{v} = (v_z, v_r, v_\varphi)$  – вектор скорости газа,  $p$  – газовое давление,  $\gamma$  – показатель адиабаты,  $e = p/(\gamma - 1) + \rho |\vec{v}|^2$  – полная энергия единицы объема газа,  $\vec{B} = (B_z, B_r, B_\varphi)$  – вектор магнитной индукции. Уравнение состояния  $p = (\gamma - 1)\rho\varepsilon$ ,  $\varepsilon$  – удельная внутренняя энергия. Гравитационная сила определяется следующим образом:  $\vec{F} = -G \frac{M\rho}{R^2} \frac{\vec{r}}{R}$ ,  $R = \sqrt{r^2 + z^2} > r_c$ ,  $\vec{F} = -G \frac{M\rho}{r_c^2} \frac{\vec{r}}{R}$ ,  $R \leq r_c$ , где  $G$  – гравитационная постоянная,  $M$  – масса центрального объекта,  $\vec{r} = (z, r, \varphi)$  – радиус-вектор точки,  $r_c$  – эффективный радиус центрального тела.

Основные безразмерные параметры системы:  $\beta = 8\pi p_0 / B_0^2 = 0.02$ ,  $g = GM / L_0 V_0^2 = 0.5$ ,  $\omega = L_0 \Omega_0 / V_0 = 1$ .

Численное решение обладает рядом особенностей (см. рис. 2).

5. В районе оси образуется конусовидный канал с горячими стенками, содержащий магнитное поле системы и вещество, плотность которого на несколько порядков ниже плотности аккрецирующей плазмы. Форма канала соответствует форме сопла Лавалья, причем положение критического сечения определяется положением области застоя аккрецирующего вещества и гравитационным полем.
6. Стенки канала создают возможность для разгона поступающего в канал вещества за счет радиационного давления излучения центрального тела.
7. Джет, ускоренный в подобном канале, является хорошо коллимированным: канал имеет вид конуса с нелинейной образующей, угол с осью  $z$  которой на участке  $0.75 < z < 2.0$  составляет по внешней границе рассеяния  $12.2^\circ$ .
8. Скорость вещества джета на верхней границе расчетной области составляет 14 км/с, темп выброса вещества составляет порядка 13% от темпа аккреции.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ (проект № 09-01-00151).

## AXISYMMETRIC ELECTRIC DISCHARGE AS A METHOD FOR GAS HEATING AT DISTANCE

*I. A. Kossyi, E.M.Barkhudarov, T.S.Zhuravskaya<sup>1</sup>, V.A.Levin<sup>1</sup>, V.V.Markov<sup>1</sup>, N.A.Popov<sup>2</sup>, M.I.Taktakishvili and S.M.Temchin*

*A.M.Prokhorov General Physics Institute of RAS, Moscow, Russia*

*<sup>1</sup>Institute of Mechanics, Moscow State University, Moscow, Russia*

*<sup>2</sup>D.V.Skobeltzyn Institute of Nuclear Physics, Moscow State University, Moscow, Russia*

**E-mail: [kossyi@fpl.gpi.ru](mailto:kossyi@fpl.gpi.ru)**

First results of experimental and theoretical study of cumulative converging shock wave as an igniter of combustion in a gas flow are presented.

The experimental setup has been built around an annular multielectrode discharge system. A high-current discharge is excited along the inner surface (which is faced toward the  $Z$  axis) to form an annular plasma layer that gives rise to a toroidal (annular) shock wave that converges at the axis.

The primary task of this work is experimental and theoretical determination the gas temperature  $T_g$  in the cumulation region (on the focus) of the shock wave. We have to clear up the question as to whether the temperature  $T_g$  and the size of heating region are high enough for initiation of combustion.

The experimental solution of this problem is based on the two diagnostic scheme intended for measurement of after cumulation running along the Z axis shock waves parameters: pressure sensors and optical “refractive” detection of axial shock.

The mathematical model of converging toroidal shock wave has been developed in the Institute of Mechanics of Moscow State University. In the framework of this model gas pressure, gas temperature and gas density evolution along the Z axis after toroidal shock wave focusing (for energy release in gas in the region of this wave formation close to the realized in the experiment) is calculated. Comparison of experimental results with this calculation permits to estimate value of gas temperature achievable in experiment. Results of such estimations are presented.

Analysis of toroidal shock wave application for combustion ignition has been performed.

Results of first experiments devoted to the problem of combustible gas ignition with help of cumulative toroidal shock wave are presented.

## ОСЕССИММЕТРИЧНЫЙ ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ РАЗРЯД, КАК СПОСОБ ДИСТАНЦИОННОГО НАГРЕВА ГАЗА

*И.А.Коссий, Э.М.Бархударов, Н.К.Бережецкая, Т.С.Журавская<sup>1</sup>, В.А.Копьёв, В.А.Левин<sup>1</sup>, В.В.Марков<sup>1</sup>,  
Н.А.Попов<sup>2</sup>, М.И.Тактакишвили, Н.М.Тарасова, С.М.Темчин*

Институт Общей Физики им. А.М.Прохорова РАН, Москва

<sup>1</sup>Институт Механики, МГУ, Москва

<sup>2</sup>Институт Ядерной Физики им. Д.В.Скобелева, МГУ, Москва

Представлены первые результаты экспериментального и теоретического исследования кумулятивно сходящейся ударной волны, как инициатора воспламенения газового потока.

Создана экспериментальная установка на базе кольцевого многоэлектродного разрядного устройства. На этой установке сильноточный разряд, возбуждаемый вдоль внутренней (обращённой к Z оси) поверхности кольца, создаёт кольцевой плазменный слой, генерирующий сходящуюся к оси ударную волну.

Основная задача настоящей работы заключается в экспериментальном и теоретическом определении температуры  $T_g$  в области кумуляции (в фокусе) ударной волны. Предстояло выяснить, достаточно ли велики температура  $T_g$  и размер области нагрева для инициации воспламенения.

Экспериментальное решение проблемы основывалось на двух диагностических схемах, предназначенных для измерения параметров послекумуляционной аксиальной (распространяющейся вдоль оси Z) ударной волны: измерения пьезодатчиком и оптическим «рефракционным» датчиком.

Математическая модель сходящейся тороидальной ударной волны построена в Институте Механики МГУ. В рамках модели рассчитана динамика газовой температуры, газовой плотности и газового давления, связанная с аксиальной ударной волной, возникающей после фокусировки тороидальной ударной волны (для кольцевого энерговыделения, близкого к реализованному в эксперименте). Сопоставление экспериментальных результатов с расчётами позволяет оценить величину газовой температуры, достижимой в эксперименте.

Предложен анализ возможности использования тороидальной ударной волны для инициации воспламенения газовых потоков. Приводятся первые (предварительные) результаты экспериментов, посвящённых исследованию проблемы возгорания метан-кислородной смеси кумулирующей тороидальной ударной волной.

## TO A THEORY OF GAS DISCHARGES IN FREE SPACE

V.L. Bychkov, S.A. Dvinin

M.V.Lomonosov Moscow state university, [s.dvinin@mail.ru](mailto:s.dvinin@mail.ru)

Gas discharge in free space is applied in many tasks of modern plasma aerodynamics. A feature of these tasks consists in a necessity to jointly consider a gas flow and a large number of plasma chemical reactions taking place in the gas discharge. At that it is necessary to account spatial non-uniformity of considered processes. Relatively simple description of a kinetics with a help of one equation (Dvinin S.A., Ershov A.P., Timofeev I.B. Teplofiz. High. Temper., 2004, 42, 157) of an ambipolar diffusion for charges particles has allowed qualitatively correctly to describe phenomena observed in the discharge. However, in general case chemical processes in the discharge are quite complicated and compel to use a system of balance equations for different chemical components which solution is difficult even in 0-dimension system without speaking about a discharge in 3D space.

In this connection it is interesting to clarify at which conditions a complicated equation system of multi component kinetics can be changed by a small number diffusion equations (say, 1–3) with “effective” coefficients of diffusion and frequencies of active particles birth. In the most successful case there can remain only one equation and this essentially simplifies an analysis of occurring processes and allows to use well known results of one component models.

Let us consider a problem of a gas discharge in the complicated chemically reacting medium, which we will describe by an equation system for concentrations of  $m$  chemical components  $\mathbf{N}(\mathbf{r}, t) = (n_1, \dots, n_m)$

$$\frac{\partial n_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_u} \sum_{j=1}^m \mu_{ij} E_{uw} n_j - \frac{\partial}{\partial x_u} \sum_{j=1}^m D_{ij} E_{uw} \frac{\partial n_j}{\partial x_w} = F_i(\mathbf{N}) \quad (1)$$

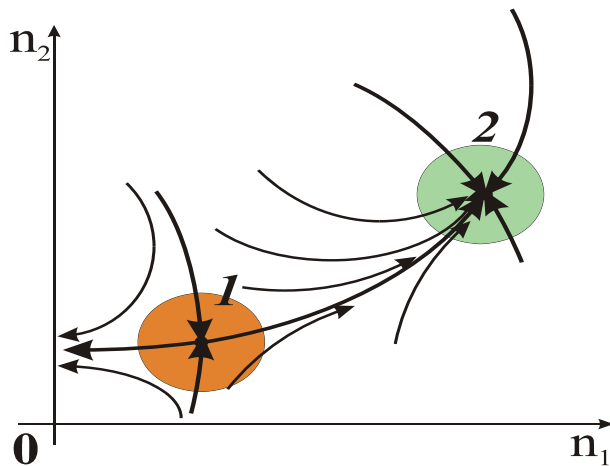
Let a chemical reaction transfers a system from a state (1) to a state (2) (Fig. 1). A fundamental idea of the following calculations is a hypothesis that a state of the chemical system during a reaction development in the non-uniform medium is close to the state on a separatrix which is realized in weakly non-uniform medium.

The condition of this hypothesis fulfillment is a difference in chemical reactions velocities that describe a motion to the separatrix from the closest point and a motion along the separatrix. For construction of motion hierarchy it is necessary to consider a linear problem for eigenvalues, starting from the equation (1) in the neighborhood of the separatrix.

Projecting real way of a chemical reaction to the eigenvectors corresponding to stable and unstable eigenvalues one can effectively decrease a dimension of the phase space and transform the equation system (1) to one diffusion equation with a nonlinear source

$$\frac{\partial n_1}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x} \mu_{eff}(n_1) E n_1 - \frac{\partial}{\partial x} D_{eff}(n_1) \frac{\partial n_1}{\partial x} = F_{eff}(n_1) \quad (2)$$

With effective coefficients of charged particles births and transport coefficients.



**Fig. 1.** Phase portrait of a two-component chemical system with two stationary points: Фазовый портрет двухкомпонентной химической системы с двумя стационарными точками: a saddle (1) and a stable node (2).

Values of the effective coefficients depend on velocities of chemical reactions and values of diffusion coefficients for definite plasma components. Since reaction velocities depend on charged particles densities then the effective transport coefficients can depend on these densities, i.e. on a point in the phase space. Transport coefficients in some definite conditions can depend also on a media non-uniformity typical scale in the neighborhood of the given point.

In the work we have also analyzed self-similar solutions of the equation (1) of type  $n(x-Vt)$  and obtained approximate expressions for an ionization wave velocity. We have analyzed conditions at which chemical

reaction wave propagation velocity is expressed by simple formulas, but with effective diffusion coefficients and frequencies of particle birth.

## Conclusions

We have proposed a mathematical model of chemical reaction front propagation characteristics calculation in multi component medium. The model is based on a transformation of the balance equation system for different plasma components to one diffusion equation with the nonlinear source. The basis for such a simplification consists in difference of various processes chemical reaction velocities. The proposed method is demonstrated with a help of particular examples – ionization wave propagation over a medium with attachment and impact of excited particles on ionization wave propagation.

## К ТЕОРИИ ГАЗОВЫХ РАЗРЯДОВ В СВОБОДНОМ ПРОСТРАНСТВЕ

*В.Л. Бычков, С.А. Двинин*

Московский государственный университет им. М.В.Ломоносова, [s\\_dvinin@mail.ru](mailto:s_dvinin@mail.ru)

Газовый разряд в свободном пространстве [1-3] применяется во многих задачах современной плазменной аэродинамики [4-6]. Спецификой этих задач является необходимость совместного рассмотрения как течения газа, так и большого количества химических реакций, протекающих в газовом разряде. При этом принципиально необходимо учитывать пространственную неоднородность рассматриваемых процессов. Относительно простое описание кинетики с помощью одного уравнения амбиполярной диффузии для заряженных частиц, проведенное в работе [7], позволило качественно правильно описать наблюдаемые в разряде явления. Однако в общем случае происходящие в разряде химические процессы весьма сложны и вынуждают использовать систему уравнений баланса для различных химических компонент, решение которой представляет сложность даже в 0-мерной системе, не говоря уже о разряде в трехмерном пространстве.

## SESSION 7. Plasma Aerodynamics – 3

В связи с этим представляет интерес выяснить, при каких условиях, сложная система уравнений многокомпонентной кинетики может быть заменена небольшим числом уравнений диффузии (1-3) с «эффективными» коэффициентами диффузии и частотами рождения активных частиц. В наиболее удачном случае такое уравнение может остаться только одно, что существенно упростит анализ происходящих процессов и даст возможность воспользоваться хорошо известными результатами анализа однокомпонентных моделей.

Рассмотрим задачу о газовом разряде в сложной химически-реагирующей среде, которую будем описывать системой уравнений для концентраций  $m$  химических компонент  $\mathbf{N}(\mathbf{r}, t) = (n_1, \dots, n_m)$

$$\frac{\partial n_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_u} \sum_{j=1}^m \mu_{ij} \mu_{uw} E_w n_j - \frac{\partial}{\partial x_u} \sum_{j=1}^m D_{ij} \mu_{uw} \frac{\partial n_j}{\partial x_w} = F_i(\mathbf{N}) \quad (1)$$

Пусть химическая реакция переводит среду из состояния (1) в состояние (2) (Рис. 1). Основополагающей идеей дальнейших расчетов является гипотеза о том, что состояние химической системы в неоднородной среде в процессе развития реакции близко к состоянию на сепаратрисе реализующемуся в слабонеоднородной среде. Условием выполнения этой гипотезы является различие в скоростях химических реакций, описывающих движение к сепаратрисе от ближайших точек и движение по сепаратрисе. Для построения иерархии движений необходимо рассмотреть линейную задачу на собственные значения, вытекающую из уравнения (1), в окрестности сепаратрисы.

Проектируя реальный ход химической реакции на собственные вектора, соответствующие устойчивым и неустойчивым собственным значениям можно эффективно понизить

Размерность фазового пространства и в наиболее простом случае свести систему уравнений (1) к одному уравнению диффузии с нелинейным источником

$$\frac{\partial n_1}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x} \mu_{eff}(n_1) E n_1 - \frac{\partial}{\partial x} D_{eff}(n_1) \frac{\partial n_1}{\partial x} = F_{eff}(n_1) \quad (2)$$

с эффективными коэффициентами рождения заряженных частиц и коэффициентами переноса.

Значения эффективных коэффициентов зависят от скоростей химических реакций и значений коэффициентов диффузии для определенных компонент плазмы. Поскольку скорости реакций зависят от плотностей заряженных частиц, то и эффективные коэффициенты переноса могут зависеть от этих плотностей, т.е. от точки в фазовом пространстве. В определенных условиях коэффициенты переноса могут зависеть также от характерного масштаба неоднородности среды в окрестности данной точки.

В работе проанализированы также автомодельные решения уравнения (1) вида  $n(x - Vt)$  и получены приближенные выражения для скорости волны ионизации. Проанализированы условия, при которых скорости распространения волны химической реакции выражаются простыми формулами [8-11], но с эффективными коэффициентами диффузии и рождения частиц.

### Выводы.

Предложена математическая модель расчета характеристик распространения фронта химической реакции в многокомпонентной среде. Модель основана на сведении

системы уравнений баланса для различных компонент плазмы к одному уравнению диффузии с нелинейным источником. Основанием для подобного упрощения является различие в скоростях химических реакций различных процессов. Предложенный метод продемонстрирован на частных примерах – распространения волны ионизации по среде с прилипанием и влияния возбужденных частиц на распространение волны ионизации.

### Литература

1. Алферов В.И., Бушмин А.С. // ЖЭТФ, 1963, т. 44, №6, с. 1775–1779.
2. Алферов В.И., Бушмин А.С., Калачев Б.В. // ЖЭТФ, 1966, 51, №5(11), 1574.
3. Алферов В.И. // Механика жидкости и газа. 2004, №6, 163.
4. Витковский В.В., Грачев Л.П., Грицов Н.Н и др. // ТВТ, 1990, т. 28, №6, с. 1156–1163.
5. Витковский В.В., Грачев Л.П., Грицов Н.Н и др. // Труды ЦАГИ №2505. М.: Издательство ЦАГИ, 1991, 27. с.
6. Бычков В.Л., Грачев Л.П., Есаков И.И. и др. ИПМ им. М.В.Келдыша РАН. Препринт №27. 1997. 45 с.
7. Двинин С.А., Ершов А.П., Тимофеев И.Б. и др. ТВТ, 2004, 42, 157.
8. Колмогоров А.Н., Петровский И.Г., Пискунов Н.С. // Бюл. МГУ. Математика и механика. 1937. Т.1. С.1.
9. Зельдович Я.Б. // Журнал физической химии. 1948. Т. 22. С. 27.
10. Зельдович, Я.Б., Баренблатт Г.И., Либрович Я.Б., Махвиладзе Г.М. / Математическая теория горения и взрыва. М.: Наука, 1980.
11. Франк-Каменецкий Д.А. // Диффузия и теплопередача в химической кинетике. М.: 1990.

## VORTEX STRUCTURES IN EXCITED MOLECULAR GAS-PLASMA MEDIA

*N. E. Molevich<sup>1,2</sup>, I.P. Zavershinsky<sup>2</sup>, A.I. Klimov<sup>3</sup>*

<sup>1</sup>Samara Branch P. N. Lebedev Physics Institute, RAS, 443011 Samara, Russia

<sup>2</sup>Samara State Aerospace University, 443086 Samara, Russia

<sup>3</sup>Joint Institute of High Temperature RAS, Moscow, Russia

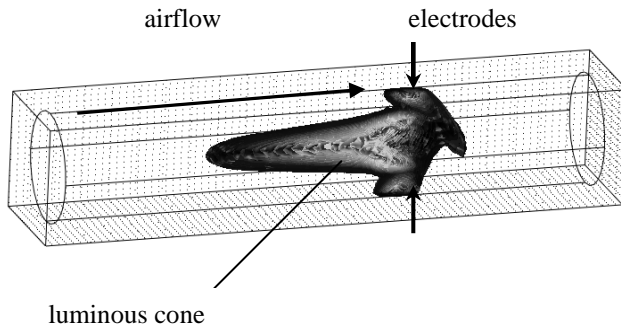
E-mail: [molevich@fian.smr.ru](mailto:molevich@fian.smr.ru)

The study of the influence of the nonequilibrium heat release on the structure of the strong single vortex is interesting both for the investigations of natural systems as a tornado and for the numerous technical applications, including the creation of aircraft and spaceships of new generation with plasma control of the flight characteristics. Using the Rankin vortex model, we have investigated the stability of the twisted columnar flow in nonequilibrium gas with the exothermic heating. In spite of the Rankin vortex stability in incompressible equilibrium media was studied in details in numerous papers, the influence of nonequilibrium heating on its stability was not investigated. In this paper the stability of the Rankin vortex is investigated in incompressible gas media with nonequilibrium temperature-dependent heating and excited vibrational molecular states.

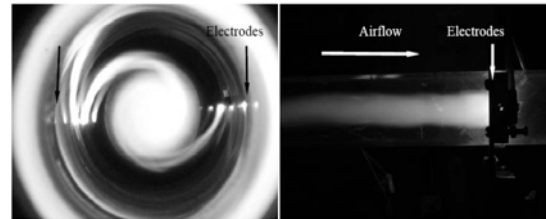
We show that the columnar vortex in media with exothermic processes can transform either into the ‘rising’ radial converging twisted flow or into the ‘descending’ radial divergent twisted flow [1]. The vorticity increases in the first case and decreases in the second case. It is connected, respectively, with the positive or negative feedback between pressure and nonequilibrium heating perturbations.

## SESSION 7. Plasma Aerodynamics – 3

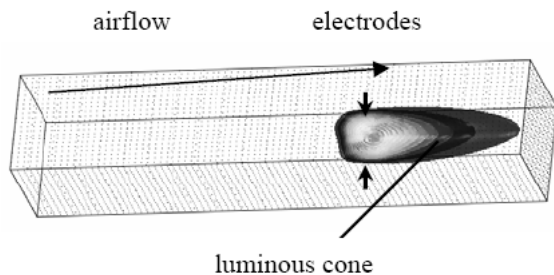
The obtained results can be applicable to the problems of the vortex stability both in the laboratory exothermic media and in the natural media, in particular in the presence of the nonequilibrium condensation processes in atmosphere. Important influence of the latent heat of the nonequilibrium condensation on the formation of tornados is discussed in [2,3]. The significant transformation of the core of the twisted flow in the high-frequency and direct current discharge plasma media is observed in [4,5]. These questions require the further investigations including the possibility of the vorticity increase discussed above.



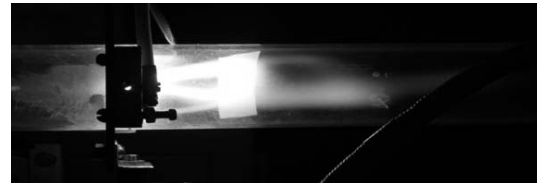
**Figure 1**



**Figure2**



**Figure 3**



**Figure 4**

Another problem considered in the present paper is the origin of luminous cone observed in twisted flow with transversal DC discharge [4,5]. The structure of the subsonic twisted flow in tube depends strongly on mass rate  $Q$ . For  $Q > Q_c$  the recirculation zone is created. Using approximate analytical solution [6], we find the critical mass rate  $Q_c$ . By the numerical simulation, we obtain the luminous cone consisting of slow relaxing molecules excited in discharge zone and moving towards incoming flow (fig.1,  $Q > Q_c$ ) or in forward direction together with flow (fig.3) as it is observed experimentally (fig. 2 and 4, respectively) [4,5].

### Acknowledgments

This work was partially supported by the research program GR 01200805605, Program of RAS No 9.2, grant of the Russian Foundation for Basic Research (project No. 09-01-00328-a) and the Ministry of Education and Science of the Russian Federation within Program “Development of scientific potential of High School (2009-2010)”.

### References

1. Zavershinsky, I.P., Klimov, A. I., Molevich, N.E., & Porfiriev, D.P. 2009 Evolution of the Rankin vortex in gas with the source of heating. *Technical Physics Letters*, **35** (translat. from *Pis'ma Tehnikal Fiziks* **35**, 106-110).



2. Pisnichenko, I.A. 1993 The part of phase transitions in tornado creation. *Izvestiya RAS. Fizika atmosfery and okeana*. In Russian. **29**, 793-798.
1. Pashitskii, E., Anchishkin, D., Malnev, V., & Naryshkin, R. J. 2005 Possible mechanism of atmospheric vortices development under condensation of water vapor in dense cloud systems. *Molecular liquids* **120**, 79-82.
3. Klimov, A., Bitiurin, V., Tolkunov, B., Moralev, I., Zhirnov, K., Plotnikova, M., Minko, K., &
2. Kutlaliyev, V. 2008 Longitudinal Vortex Plasmoid Created by Capacity HF Discharge. *Paper AIAA 2008-1386*.
4. Klimov, A., Bitiurin, V., Tolkunov, B., Moralev, I., Plotnikova, M., Minko, K., Molevich, N., & Zavershinsky I. 2009 Study of a Longitudinal Plasmoid Created by Capacity Coupled HF Discharge in Vortex Airflow. *Paper AIAA 2009-1046*.
5. Goldshhtik M.A. Vortex flow . Novosibirsk: Nauka, 1981г.

## ВИХРЕВЫЕ СТРУКТУРЫ В ВОЗБУЖДЁННЫХ МОЛЕКУЛЯРНЫХ ГАЗО-ПЛАЗМЕННЫХ СРЕДАХ

**Н. Е. Молевич<sup>1,2</sup>, И. П. Завершинский<sup>2</sup>, А. И. Климов<sup>3</sup>**

<sup>1</sup>СФ ФИАН, Самара, Россия, <sup>2</sup>СГАУ, Самара, Россия, <sup>3</sup>ОИВТАН, Москва, Россия

Исследование влияния процессов неравновесного тепловыделения на структуру сильного одиночного вихря представляет интерес, как для естественных систем подобных торнадо, так и для многочисленных технических применений, включая создание авиа и космической техники нового поколения с плазменным контролем полётных характеристик. Используя модель вихря Рэнкина, мы исследовали стабильность закрученного колоннообразного потока в неравновесном газе с экзотермическими реакциями. Несмотря на предыдущие многочисленные исследования устойчивости вихря Рэнкина, влияние неравновесного нагрева на его развитие в несжимаемой среде не исследовалось. В настоящей работе стабильность вихря Рэнкина исследована в несжимаемых газовых средах с зависящим от температуры тепловыделением и колебательно возбуждёнными молекулами.

Мы показали, что колоннообразный вихрь в средах с экзотермическими процессами может трансформироваться либо в «восходящий» радиально-сходящийся закрученный поток, либо в «нисходящий» радиально-расходящийся закрученный поток [1]. В первом случае завихрённость потока возрастает, во втором – уменьшается. Это связано с условиями существования положительной или отрицательной обратной связи между изменением давления и тепловыделением в среде.

Полученные результаты представляют интерес с точки зрения устойчивости вихря, как в лабораторных тепловыделяющих средах, так и в естественных условиях, например, при наличии процессов неравновесной конденсации в атмосфере. О важной роли неравновесной конденсации в процессах образования смерча ранее сообщалось в [2,3]. Значительная трансформация ядра закрученного потока при включении высокочастотного разряда или разряда постоянного тока наблюдалась в [4,5]. Эти проблемы требуют дальнейших исследований, включая указанную выше возможность увеличения завихрённости потока.

Другая проблема, рассмотренная в настоящей работе, связана с исследованием происхождения светящегося конуса, наблюдаемого в [4,5] при поперечном разряде в закрученном потоке. Структура дозвукового закрученного потока в трубке зависит сильно от величины массового расхода газа  $Q$ . При  $Q > Q_c$  возникает зона возвратного течения. Используя приближённое аналитическое решение [6], мы нашли критическое значение величины расхода газа  $Q_c$ . Затем, с помощью численного моделирования

получили коническую светящуюся область, состоящую из возбуждённых в разрядной зоне молекул и растущую либо навстречу потоку (fig.1,  $Q > Q_c$ ) либо по потоку (fig.3) подобно экспериментальным картинам (fig. 2 and 4, соответственно) [4,5].

### Благодарности

Эта работа частично поддержана НИР ГР 01200805605, Программой РАН № 9.2, РФФИ (проект №. 09-01-00328-а) и Программой Министерства образования и науки РФ «Развитие научного потенциала Высшей Школы (2009-2010 гг)».

## AUTOWAVE SOLUTIONS OF THE 1D AND 2D SYSTEMS OF RELAXATION GAS DYNAMIC EQUATIONS WITH THE ENERGY SOURCE

*R. N. Galimov<sup>1,2</sup>, V.G. Makaryan<sup>2</sup>, N. E. Molevich<sup>1,2</sup>*

<sup>1</sup>Samara Branch P. N. Lebedev Physics Institute, Russian Academy of Sciences,  
443011 Samara, Russia

<sup>2</sup>Samara State Aerospace University, 443086 Samara, Russia  
E-mail: [molevich@fian.smr.ru](mailto:molevich@fian.smr.ru)

During previous years, a large number of experiments have demonstrated the unusual shock wave modification in media with sustained steady-state nonequilibrium. In particular, shock damping or amplification, broadening, splitting and the pulse precursor generation were observed in weakly ionized gaseous media and chemically active mixtures. One of the reasons for these structure changes can be connected with the acoustical properties of nonequilibrium media. In review paper[1], these properties are discussed in detail. In [2,3], we showed that new acoustical properties change dramatically the shock wave structure.

In the present paper, we discuss the shock wave structure for 1D (fig.2) and 2D (flat (fig. 3,4) and cylindrical (fig. 5)) geometry in stationary vibrationally nonequilibrium media with the exponential relaxation law

$$\frac{dE_v}{dt} = \frac{E_e - E_v}{\tau_v(T, \rho)} + Q.$$

Here,  $E_v$  is the energy of the vibrational degrees of freedom of the molecules,  $E_e$  is its equilibrium value,  $\tau_v$  is the vibrational relaxation time, and  $Q$  is the power of an external heat source, that sustaining  $E_v > E_e$  (in particular, electric pumping in the discharge, chemical or optical pumping).

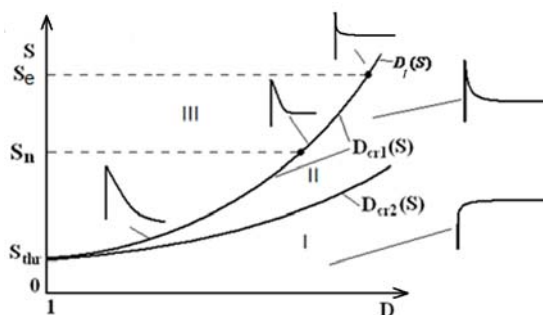


Figure 1

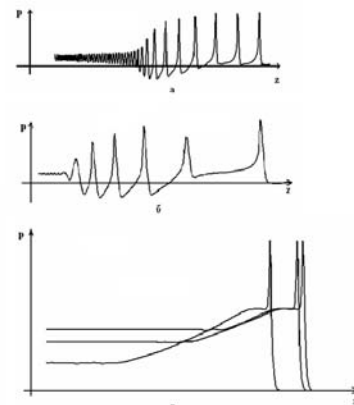


Figure 2

The main results can be described as follows.

1. For  $S > 0$ , where  $S = Q\tau_v/T_0$  is the nonequilibrium degree, the equilibrium adiabat has two branches with two asymptotes  $P \rightarrow \infty$ . There is the point  $(P_{cr2}, V_{cr2})$  where the frozen and equilibrium adiabats meet. With increase in the nonequilibrium degree  $S$ , the initial point  $(P_0, V_0)$  on the equilibrium adiabat moves from the upper branch to the lower branch.

2. The equation describing stationary density profiles behind the sharp shock wave front is obtained and solved. We have shown the existence of 3 regions with qualitatively different shock wave structures in  $S - D$  bifurcation diagram (fig. 1), where  $D$  is the stationary wave speed. The boundaries of these regions  $D_{cr1}(S), D_{cr2}(S)$  are obtained in analytical forms.

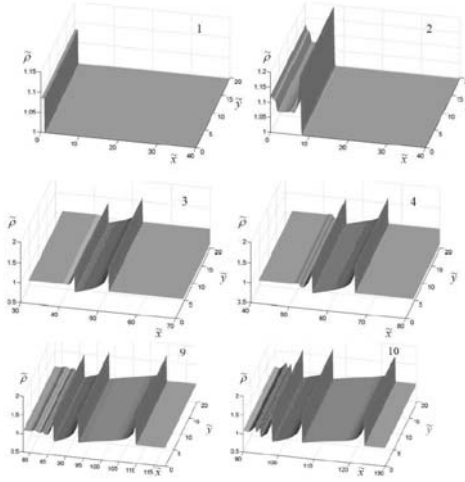


Figure 3

3. For weak nonequilibrium  $S < S_{thr}$ , the shock wave structure is similar to this structure in equilibrium media with  $S=0$ . In fields of nonequilibrium  $S > S_{thr}$ , where the medium is acoustical active, for the shock wave speed  $D > D_{cr2}$ , the fast compression is followed by the gradual compression to the final state. For  $D_{cr1} < D < D_{cr2}$ , the fast compression is followed by the gradual expansion to the final state. For the boundary  $D = D_{cr2}(S)$ , the shock wave is step-wise.

4. For  $D < D_{cr1}$ , the shock wave is unstable.

Unstable shock waves disintegrate into the sequence of solitary pulses (in field of nonequilibrium  $S_{thr} < S < S_n$ , where acoustical dispersion is negative, nonlinearity coefficient is positive) or autowaves with non-zero asymptote ( $S > S_n$ , where the nonlinearity coefficient can be negative) (fig.2-5). Their amplitude, form and speed are rigidly defined by nonequilibrium degree and do not depend

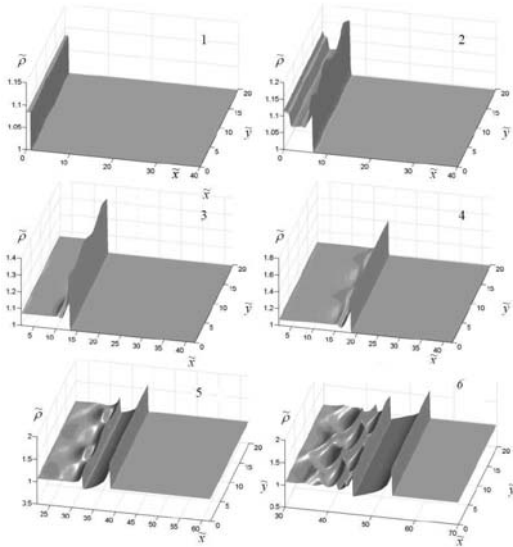


Figure 4

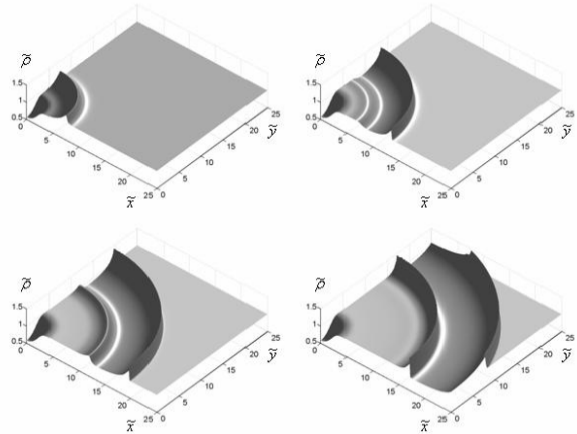


Figure 5

on the initial weak perturbation amplitude and velocity. The 1D solitary pulse is described in analytical form.

5. The stability of the autowave structures to the transverse disturbances are shown (fig.4).

### Acknowledgments

This work was partially supported by the research program GR 01200805605

## References

1. N.E. Molevich Acoustical properties of nonequilibrium media // Paper AIAA-2004-1020 (2004).
2. V. G. Makaryan and N.E. Molevich Stationary shock waves in nonequilibrium media// Plasma Sources Sci. Technol., 16, 124-131 (2007).
3. R.N. Galimov, N. E. Molevich Structure and bifurcation of flat shock waves in vibrationally excited gas with external energy source// Fluid Dynamics, №1(2009).

## АВТОВОЛНОВЫЕ РЕШЕНИЯ 1D И 2D СИСТЕМ РЕЛАКСАЦИОННОЙ ГАЗОДИНАМИКИ С ИСТОЧНИКОМ ЭНЕРГИИ

*Р. Н. Галимов<sup>1,2</sup>, В.Г. Макарян<sup>2</sup>, Н. Е. Молевич<sup>1,2</sup>*  
<sup>1</sup>СФ ФИАН, Самара, Россия, <sup>2</sup>СГАУ, Самара, Россия

Большое число экспериментальных исследований, выполненные в предыдущие годы, продемонстрировали необычную модификацию структуры ударной волны в средах с поддерживаемой извне стационарной неравновесностью. В частности, ослабление или усиление ударной волны, уширение и расщепление фронта, образование предвестников наблюдалось в слабоионизованных средах и химически активных смесях. Одними из причин этих структурных изменений могут быть новые акустические свойства неравновесных сред. В обзорной статье [1], эти новые свойства анализировались подробно. В [2,3], мы показали как существенно эти новые акустические свойства меняют структуру ударной волны.

В настоящей работе, мы исследуем структуру ударной волны в одномерной 1D (fig.2) и двумерной 2D (плоской (fig. 3,4) и цилиндрической (fig. 5)) геометриях в стационарно колебательно-неравновесном газе с экспоненциальной моделью релаксации

$$\frac{dE_v}{dt} = \frac{E_e - E_v}{\tau_v(T, \rho)} + Q.$$

Здесь,  $E_v$  – энергия колебательных степеней свободы молекул,  $E_e$  – её равновесное значение  $\tau_v$  – время колебательной релаксации,  $Q$  – мощность внешнего источника энергии, поддерживающего  $E_v > E_e$  (н.п., неупругие электрон-молекулярные соударения в разряде, химическая или оптическая накачки).

Получены следующие основные результаты.

1. При  $S > 0$ , где  $S = Q\tau_v/T_0$  – степень неравновесности газа, равновесная адиабата имеет две ветви с асимптотами  $P \rightarrow \infty$ . Имеется точка  $(P_{cr2}, V_{cr2})$ , где замороженная и равновесная адиабаты пересекаются. С ростом степени неравновесности  $S$ , начальная точка  $(P_0, V_0)$  на равновесной адиабате смещается с верхней ветви на нижнюю ветвь.

2. Получено и решено уравнение, описывающее изменение профиля плотности за резким фронтом. Показано существование трёх областей на  $S-D$  бифуркационной диаграмме (fig. 1) с качественно разными структурами стационарных ударных волн, где  $D$  скорость стационарной волны. Границы этих областей  $D_{cr1}(S), D_{cr2}(S)$  получены аналитически.

3. В области слабой неравновесности  $S < S_{thr}$ , структура ударной волны подобна структуре волны в равновесной среде при  $S=0$ . В областях неравновесности  $S > S_{thr}$ , где среда акустически активна, при скоростях  $D > D_{cr2}$ , за быстрым сжатием происходит плавное сжатие до конечного состояния. При меньших скоростях  $D_{cr1} < D < D_{cr2}$ , за

быстрым сжатием происходит плавное расширение до конечного состояния. При граничной скорости  $D = D_{cr2}(S)$ , ударная волна имеет форму ступеньки.

4. При малых скоростях  $D < D_{cr1}$ , ударная волна неустойчива. Неустойчивые ударные волны распадаются с образованием последовательности автоволновых уединённых импульсов (в области неравновесности  $S_{thr} < S < S_n$ , где акустическая дисперсия отрицательна, нелинейности коэффициент положителен) или последовательности автоволн с ненулевой асимптотой (при  $S > S_n$ , когда коэффициент нелинейности может быть отрицательным) (fig.2-5). Амплитуда, форма и скорость этих волн не зависят от параметров начального слабого возмущения. Форма солитона описана аналитически.

5. Показана также устойчивость автоволновых структур по отношению к поперечным возмущениям (fig.4).

Эта работа частично поддержана НИР ГР 01200805605

## COMPUTER SIMULATION OF HYPERSONIC MHD FLOW OVER BODY AT FINITE MAGNETIC REYNOLDS NUMBERS

*E.V. Gubanov, A.P. Likhachev, S.A. Medin*

Joint Institute for High Temperatures, Russian Academy of Sciences

Numerical study of hypersonic MHD flow over cylindrical body moving in upper atmospheric layers is presented. The flight altitude and velocity are selected in the reentry parameters interval where the magnetic Reynolds number computed for the parameters of the shock layer in front of the body is of the order of unity. The magnetic field is generated by currents flowing in a system of circular coils mounted inside the body. The disposition of coils and current values are varied with the purpose to obtain the favorable structure of the flow over the body and to increase the integral drag force. The simulation is based on the solution of the Euler equations and the magnetic induction equation in axially symmetric 2.5D formulation taking into account the Hall effect. The calculations were carried out in the following range of the characteristic dimensionless parameters: Mach number  $M = 25-40$ , magnetic pressure parameter  $R_H = B^2/\mu_0 \rho_s u_s^2 = 1-10$ , magnetic Reynolds number  $Re_m = \mu_0 \sigma u_s h_s = 0.1-5$ , Hall parameter  $\omega\tau = 1-10$ .

The spatial distributions of MHD flow parameters are presented and analyzed. The influence of magnetic field configuration on the key flow features, such as the bow shock stand-off, the head and bottom vortexes, the flow separation zones etc., is considered. The electrodynamic effects, i.e. the magnetic field convection, the formation of current loops around the body, the manifestation of the Hall effect and the MHD force and energy sources generation, are discussed. The integral drag force and its aerodynamic and electrodynamic components are computed.

## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГИПЕРЗВУКОВОГО МГД ОБТЕКАНИЯ ТЕЛА ПРИ КОНЕЧНЫХ МАГНИТНЫХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА

*Е.В. Губанов, А.П. Лихачев, С.А. Медин*

Объединенный институт высоких температур, Российская академия наук

МГД обтекание цилиндрического тела, движущегося с гиперзвуковой скоростью в верхних слоях атмосферы, исследуется численно. Задаваемые в расчетах высота и скорость полета отвечают условиям входа в атмосферу возвращаемых космических объектов, для которых магнитное число Рейнольдса, определяемое по параметрам

ударного слоя перед телом, имеет величину порядка единицы. Внутри тела расположены круговые витки с током, генерирующим магнитное поле. Положение витков и величина протекающего в них тока варьируются с целью получения оптимальной структуры обтекания и увеличения интегральной силы сопротивления. Численная модель рассматриваемого МГД процесса базируется на решении уравнений Эйлера и уравнения магнитной индукции в осесимметричной 2.5D постановке с учетом эффекта Холла. Расчеты проводятся в следующем диапазоне характерных безразмерных параметров: число Маха  $M = 25-40$ , число магнитного давления  $R_H = B^2/\mu\sigma_s u_s^2 = 1-10$ , магнитное число Рейнольдса  $Re_m = \mu\sigma_s u_s h_s = 0.1-5$ , параметр Холла  $\omega\tau = 1-10$ .

В работе представлены и анализируются пространственные распределения параметров МГД течения. Рассматривается влияние конфигурации магнитного поля на характерные особенности течения, включая отход головной ударной волны от тела, вихри в передней и донной областях обтекания, зоны отрыва потока и т.д. Обсуждаются наблюдаемые электродинамические эффекты, в частности, конвекция магнитного поля, протекание кольцевых токов в плазме вокруг тела, проявления эффекта Холла и генерация МГД источников импульса и энергии. Рассчитаны величины интегральной силы сопротивления и ее аэродинамической и электродинамической составляющих.

## **ON A NEW PARAMETER GOVERNING ELECTROMAGNETIC INTERACTION OF THE MAGNETIZED BODY WITH INCOMING HYPERSONIC PLASMA FLOW. NON MHD APPROACH**

*V.M. Gubchenko*

Institute of Applied Physics, Russian Academy of Science, Nizhny Novgorod, Russia  
(ua3thw@appl.sci-nnov.ru)

*A.V. Smirnov*

Nizhny Novgorod University, Nizhny Novgorod, Russia

Addition of the toroidal and magnetic dipole magnetizations  $\vec{\mu}(\vec{X})$  in the body, which is at the hypersonic regime of motion through the near generated or natural aerospace plasma with velocity  $v'$  and with a Mach number  $M = v'/c_s \approx 5-8$ , remains the perspective idea for the flight control. Control is possible by electromagnetic action on the Mach number  $M = v'/c_s$  via change of sonic velocity  $c_s$  and forming locally the subsonic D'Alambere regime  $M \ll 1$  or the hypersonic D'Alambere ("acoustic cloaking") regime  $M \gg 1$ . Both regimes are without drag force.

The non e.m. part of interaction of the body with plasma provides generation of the acoustic Mach cone which is controlled by a number  $M$ . We study here the e.m. part of interaction of a body with plasma and introduce a governing parameter  $G_v$  for e.m. field structure determination.

Plasma has wide range of parameters depending on a flight height of the body and ionization factor. Plasma can be considered collisional as a fluid in the nonideal MHD approach, characterized by collision frequency  $\nu_{coll}$ , which normally is a prescribed phenomenological parameter. Collisions provide dissipation characteristics and conductivity of the flow. We consider less studied a hypersonic regime when plasma is a flow of charged particles without collisions. That happens due to high ionization or high rarefaction of plasma at upper atmosphere layers. Collision less hot plasma is characterized by a velocity distribution function  $f_\alpha(\vec{v})$  (VDF), treated in terms of the Vlasov/Maxwell equations (non MHD approach). Dissipation and conductivity in such plasma is connected with a fine kinetic

effect which is related with particle inertia and acceleration by e.m. field of the certain group of resonance particles of the flow what is defined by value of the  $f_\alpha(\vec{v}')$ . Diamagnetic properties of such plasma are defined by nonresonant particles via specific integral over the VDF  $f_\alpha(\vec{v})$ . Resistive and diamagnetic properties are selfconsistent with shape of the VDF  $f_\alpha(\vec{v})$  which is prescribed as isotropic on infinity.

The electromagnetic part in interaction of a body with plasma is independent in linear approach from the acoustic part. The e.m. part is defined by the dimensionless “quality” parameter  $G_V$  which is calculated via electromagnetic properties of the flow near a magnetized body. Magnetic field is originated by magnetization  $\vec{\mu}$  and the field is screened by eddy plasma currents: resistive and diamagnetic. Spatial distribution of these currents is defined by a resistive skin scale  $r_s$  and by a diamagnetic scale  $r_D$ . We get expression  $G_V = r_s^2 / r_D^2$ . The parameter  $G_V$  is not dependent from form factor of the body similar to  $M$  and can be governed in a wide range of values by shape of the incoming VDF  $f_\alpha(\vec{v})$ . The case  $G_V \ll 1$  characterizes flowing plasma as conductor and as a result we get a 3d wake type magneto tail with fine structure elements made from flux ropes and current sheets/ The elements are formed by eddy inductive resistive currents, here spatial scale of structures  $L$  expressed via  $r_s$ . The case  $G_V \gg 1$  is diamagnetic and there are no friction force and in this case we get diamagnetic screen keeping original spatial configuration of the magnetization  $\vec{\mu}(\vec{X})$ , here scale  $L$  of structures is expressed via the scale  $r_D$ . Topological reconfiguration of the current system from the state with magneto tail to the state without magneto tail we call “dipolization” what happens in magnetosphere physics.

The value  $r_{DM}^{-2} \approx (\omega_p^2 / c^2) \kappa_D$  is expressed via a parameter “energy anisotropy”  $\kappa_D \approx -2v'^2 \int du (\partial f / \partial u^2)$  - defined by nonresonant particles of the flow. A parameter is related with r.a.m. pressure. The value  $r_s^{-2} = r_G^{-2} \approx (\omega_p^2 / c^2) \kappa_G$  is expressed via a parameter “momentum anisotropy”  $\kappa_G \approx v' \mathcal{H}(v')$  - defined by resonant particles of the flow/ The parameter is related with dissipation. Here  $c / \omega_p$  is a e.m. skin depth expressed via plasma frequency  $\omega_p$  and velocity of light  $c$ , and we get  $\kappa_D, \kappa_G \ll 1$ .

We introduced calculations of the parameter  $G_V$  for maxwellian ( $G_V = G_{VM}$ ) and for the unified “kappa” VDF of the flow. There are different analytical expressions of the isotropic VDF shapes which models plasma media in the stationary equilibrium state. The maxwellian VDF  $f_{M\alpha}$  is a particular case of the kappa VDF power law distributions. The kappa VDF  $f_\alpha(\vec{v})$  describes separately “core” and “halo” VDFs and the unified state of “core” mixed with “halo” what is observed in the nature. For the “halo” VDF we get  $G_V < G_{VM}$  and for the “core” VDF we get  $G_V > G_{VM}$ . For the maxwellian plasma we get  $G_{VM} = v' / v_e$ .

**Acknowledgements.** This work was supported by the RFBR grants 08-02-00119, 09-02-01330, by the Leading Scientific Schools Grant of Russia NS-4485.2008.2 and by Grants of the Presidium of the Russian Academy of Science and Division of Physics of the Russian Academy of Science.

#### Reference:

1. Gubchenko V.M., Sov. J. Plasma Phys., 14, No 3, 186-190. 1988

2. Gubchenko V.M. et al., Proc. 2<sup>nd</sup> Workshop on Magnetoplasma Aerodynamics in Aerospace Applications., IVTAN, Moscow, 313-317, 2000

**О НОВОМ ПАРАМЕТРЕ УПРАВЛЯЮЩИМ  
ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫМ ВЗАИМОДЕЙСТВИЕМ  
ЗАМАГНИЧЕННОГО ТЕЛА С НАБЕГАЮЩИМ  
ГИПЕРЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ. НЕ МГД АНАЛИЗ**

*В.М. Губченко*

Институт прикладной физики, Российская академия наук, Нижний Новгород, Россия

*А.В. Смирнов*

Нижегородский университет, Нижний Новгород, Россия

Введение тороидальной и магнитодипольной намагниченностей  $\vec{\mu}$  в состав тела, которое находится в режиме гиперзвукового движения со скоростью  $v'$  через искусственно созданную или естественного происхождения плазму и где движение характеризуется числом Маха  $M = v'/c_s \approx 5 - 8$ , остается перспективной идеей контроля полета. Контроль возможен путем электромагнитного воздействия на число Маха  $M$  за счет изменения скорости звука  $c_s$  в окружающей среде. В результате есть возможность сформировать локально дозвуковой режим Деламбера  $M \ll 1$ , либо гиперзвуковой режим Деламбера (акустический плащ)  $M \gg 1$ . В обоих режимах сила торможения отсутствует.

Неэлектромагнитная часть во взаимодействии тела с потоком проявляет себя в формировании конуса Маха, форма которого управляется числом Маха  $M$ . В нашей работе мы изучаем электромагнитную часть взаимодействия тела с плазмой, которое характеризуется новым безразмерным параметром  $G_v$ , определяющим формирование структур электромагнитного поля.

Плазма может обладать широким диапазоном параметров, зависящих от высоты полета тела и характера ионизации воздуха. Плазма может рассматриваться как среда со столкновениями и описываться при этом как жидкость в рамках неидеальной МГД. Частота столкновений  $\nu_{coll}$ , вводимая как феноменологический параметр, определяет при этом диссипативные характеристики плазмы и, в частности, ее проводимость. В работе мы изучаем менее изученный предел, рассмотрим плазму как бесстолкновительную среду, когда плазма описывается как совокупность частиц и характеризуется функцией распределения частиц по скоростям ФРЧ  $f_\alpha(\vec{v})$ . Для описания такой плазмы применяются уравнения Власова-Максвелла (не МГД описание).

Диссипация и проводимость в такой плазме обусловлены эффектами ускорения определенной группы резонансных частиц электромагнитными полями. Эффект определяется значением ФРЧ  $f_\alpha(\vec{v}')$  в точке  $v'$ . Диамагнитные свойства бесстолкновительной плазмы определяются группой нерезонансных частиц. Диамагнитный эффект определяется специальным интегралом от  $f_\alpha(\vec{v})$ . Резистивные и диамагнитные свойства плазмы самосогласованы с формой ФРЧ  $f_\alpha(\vec{v})$ . ФРЧ задается изотропной  $f_\alpha(|\vec{v}|)$  на бесконечности.

Электромагнитная часть во взаимодействии тела с плазмой в линейном приближении независима от акустической части. Электромагнитная часть поля определяется безразмерным параметром  $G_v$ , который вычисляется через



электромагнитные свойства потока в окрестности замагниченного тела. Существование магнитного поля обусловлено магнитизацией  $\vec{\mu}$ , это поле заскинировано вихревыми токами резистивной и диамагнитной природы. Пространственное распределение этих токов различно и определяется различием в величине масштабов резистивного скин слоя  $r_s$  и диамагнитного скин слоя  $r_D$ . Мы получили, что добротность определяется следующей формулой:  $G_V = r_s^2 / r_D^2$ . Параметр  $G_V$  также как и число Маха  $M$  не зависит от форм фактора движущегося тела и может управляться в своей величине посредством изменения формы ФРЧ внешнего потока плазмы.

Предел  $G_V \ll 1$  характеризует плазму как проводящую среду. В результате решения задачи мы получаем трехмерную структуру с магнитным хвостом, включающим тонкоструктурные элементы, образованные магнитными трубками и токовыми слоями. В основе формирования структур лежат вихревые индукционные резистивные токи. Характерный масштаб резистивных структур  $L$  выражается через масштаб  $r_s$ . Предел  $G_V \gg 1$  мы называем диамагнитным, в этом пределе отсутствует сила торможения. В этом случае скинирование происходит диамагнитными токами, сохраняющим исходную форму пространственного распределения намагниченности. Размеры диамагнитных структур  $L$  выражаются через масштаб  $r_D$ . Топологическую перестройку из состояния с магнитным хвостом в состояние без хвоста мы называем диполизацией.

Диамагнитный масштаб  $r_D^{-2} = r_{DM}^{-2} \approx (\omega_p^2 / c^2) \kappa_D$  выражается через безразмерный параметр  $\kappa_D \approx -2v'^2 \int du (\partial f / \partial u^2)$  – «анизотропия по энергии», который определяется нерезонансными частицами и характеризует динамическое давление потока. Резистивный масштаб  $r_s^{-2} = r_G^{-2} \approx (\omega_p^2 / c^2) \kappa_G$  выражается через безразмерный параметр  $\kappa_G \approx v' \mathcal{P}(v')$  – «анизотропия по импульсу», определяемый резонансными частицами. Здесь  $c / \omega_p$  электромагнитный скиновый масштаб, выраженный через плазменную частоту  $\omega_p$  и скорость света  $c$ .

Получены выражения  $G_V$  для максвелловской ФРЧ, где  $G_V = G_{VM} = v' / v_e$ , и для унифицированного «каппа распределения». Известны различные аналитические выражения для ФРЧ  $f_\alpha(\vec{v})$ , которые моделируют среду в стационарном равновесном состоянии. Максвелловское распределение  $f_{M\alpha}$  является частным случаем каппа распределения. Каппа распределение описывает ФРЧ с «ядром» и «галом», а также смешанные состояния, реально наблюдаемые в природе. Для ФРЧ «галом»  $G_V < G_{VM}$ , для ФРЧ «ядро»  $G_V > G_{VM}$ .

#### Благодарности.

Работа поддержана грантами РФФИ № 08-02-00119, № 09-02-01330, грантом ВНШ НШ-4485.2008.2 и программами Президиума РАН и Отделения физических наук РАН.

## SUPERSONIC BODY STREAMLINE AT NEAR-SURFACE GAS DISCHARGE

*A.V.Erofeev, T.A.Lapushkina, S.A.Poniaev, C.V.Bobashev*

Ioffe Physico-Technical Institute Russian Academy of Sciences

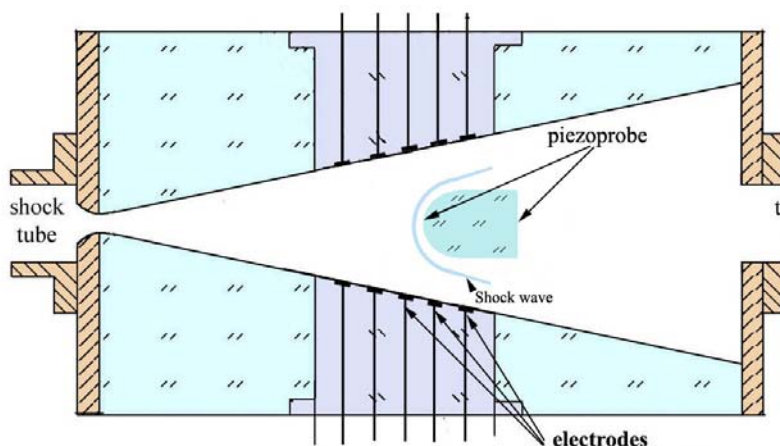
26, Polytechnicheskaya, St.Petersburg, 194021, Russia, e-mail: [alex.erofeev@mail.ioffe.ru](mailto:alex.erofeev@mail.ioffe.ru)

This work is a continuation of the series of the works aimed to investigation of peculiarities of supersonic body streamline by nonequilibrium gas-discharge plasma flow. Investigations of supersonic streamline of semicylindrical body by gas-discharge xenon plasma were made in previous work [1]. It was shown that in the case of increase of nonequilibrium degree (ratio between electron temperature of plasma flow to heavy particles temperature) a distance between bow shock wave and body increase and at high degree of nonequilibrium bow shock wave disappears. Discharge parameters were chosen to increase electron temperature due to electron Joule heating but to minimize heating of the gas. By minimizing heat effects due to gas discharge influence it was shown that bow shock wave shift occurs under the action of plasma effects due to nonequilibrium ionization of incoming flow. A distance between bow shock wave and a body increases by 2 times when nonequilibrium degree increases up to 5 times.

The main task of this work is an investigation of influence of discharge configuration on supersonic body streamline. Nonequilibrium plasma is created not only at the flow before the body but in near-surface region of the body. Additionally investigation of magnetic field effect on the shock wave structure will be made. In the work was made not only an investigation of the dependence of bow shock shift at presence of gas discharge of different configurations and magnetic field but also investigations of aerodynamics drag of a body.

Fig. 1 shows experimental setup. The setup includes shock tube with working chamber with a supersonic nozzle with a system of electrodes mounted in nozzle's walls, system of gas discharge generation (based on thyatron schemes), system of magnetic field creation. Maximum magnetic field induction is 1.5 T and duration of stationary field is about 600 mks. The plexiglass body in the form of semicylinder is located on the nozzle axis near 3<sup>rd</sup> pair of electrodes. When gas moves along nozzle, it passes three pairs of electrodes before body. An inert gas Xenon is used as a working gas. Such a choice allows us to model plasma influence upon supersonic streamline of aircraft head parts without additional energy expenditures on air ionization. In more details a parameters of plasma flow in shock tube and supersonic nozzle are described in [1].

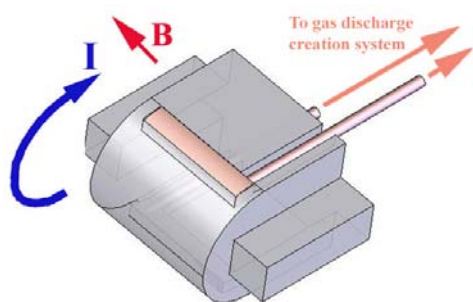
Gas discharge before a body and in near-surface region is switched-on at the stationary



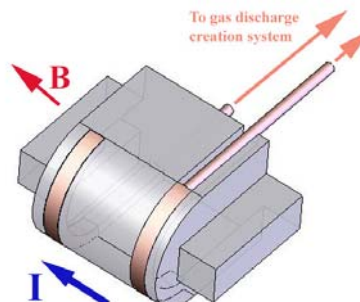
**Figure 1.** Scheme of working chamber.

supersonic flow, and as it switched-on in a gas which ionized previously in the shock tube the discharge is diffuse. Synchronization of the discharges before the body and in near-surface region is made by help of pulse generators and delay between switching-on of the discharges before the body and in the near-surface region are equal time-of-flight of ionized flow from the region of discharge

before a body to a body nose part. An investigations are carried out at such discharge parameters when heat of heavy component of the gas are minimum.



**Figure 2.** First type of body with horizontal electrodes.



**Figure 3.** Second type of body with half circle electrodes.

The investigations were made at two directions of gas discharge in the near-surface region. In the first series of the experiments a body in a form of semicylinder with horizontal electrodes on the nose part were used (fig.2). In this case gas-discharge current flow on nose part of the body by half-circle trajectory. An direction of electric current vector changes form horizontal to vertical and then back to horizontal in opposite direction but remain orthogonal to the magnetic field induction vector. At magnetohydrodynamic (MHD) interaction a ponderomotive force action has a complicated nature and its action on the flow will be in compression or expansion of a gas in depends from current direction. Additional flow ionization before the body increase degree of nonequilibrium of incoming flow and action on streamline parameters.

During second series of experiments gas discharge occur between electrodes located on the lateral sides of the semicylindrical model nose part as shown on the fig.3. In this case current flow in the horizontal, orthogonal to the flow vector direction. At applying external magnetic field current vector are parallel to the magnetic field induction vector and current vector direction can coincide to it or to be opposite. In this case there is no action of the ponderomotive force, but as previous experiments shows [3], in this case with increase of magnetic field induction the discharge transforms from diffuse to contractive one. An influence of such discharge type on bow shock wave shift is investigated in this work. This work is a important from the point of view of investigations of new methods of aerodynamic drag reduction for flight vehicles and flow control.

## Acknowledgments

This work is supported by the Program 11 of the Presidium of Russian Academy of Sciences and grant RFBR #08-01-00330a

1. T. Lapushkina, A. Erofeev, S. Poniaev and S. Bobashev. Investigation of Nonequilibrium Gas Discharge Plasma Supersonic Flow Around Body.- AIAA-2008-1383, 2008.
2. Loitsyanskiy L.G. Mechanics of Liquids and Gases // Begell House, New York, 1995, 984 p.
3. A.V. Erofeev; T. A. Lapushkina; S. A. Poniaev; R. V. Vasil'eva, B.G. Zhukov and S. V. Bobashev. Influence of magnetic field on gas-discharge used for air ionisation. - AIAA Paper 2007-0434, 2007.

## СВЕРХЗВУКОВОЕ ОБТЕКАНИЕ ТЕЛА ПРИ ПОВЕРХНОСТНОМ ГАЗОВОМ РАЗРЯДЕ

*А.В.Ерофеев, Т.А.Лапушкина, С.А.Поняев, С.В.Бобаев*

ФТИ им.А.Ф.Иоффе РАН,

194121, Санкт-Петербург, Политехническая 26, E-mail. [alex.erofeev@mail.ioffe.ru](mailto:alex.erofeev@mail.ioffe.ru)

Данная работа является продолжением работ по исследованию особенностей обтекания тела сверхзвуковым потоком неравновесной газоразрядной плазмы. В предыдущей работе [1], в которой исследовалось сверхзвуковое обтекание полуцилиндрического тела газоразрядной плазмой ксенона, было показано, что при увеличении степени неравновесности, а именно отношения электронной температуры плазмы набегающего потока к газовой температуре, увеличивается величина отхода ударной волны от тела, вплоть до полного ее исчезновения. При этом параметры газового разряда, используемого для создания сильно неравновесной плазмы в набегающем потоке, были подобраны так, чтобы джоулев нагрев увеличивал электронную температуру потока, при этом доля нагрева газа была минимальной. Минимизировав, таким образом, тепловые эффекты воздействия газового разряда, было показано, что отход ударной волны происходит под воздействием плазменных эффектов, связанных с неравновесной ионизацией плазмы набегающего потока. Расстояние от тела до ударной волны увеличивалось в два раза при увеличении отношения электронной температуры к газовой в 5 раз.

В настоящей работе делается акцент в исследовании на влияние конфигурации разряда на параметры сверхзвукового обтекания тела. Неравновесная плазма создается как в потоке перед телом, так и непосредственно в приповерхностной области тела. При этом дополнительно исследуется влияние внешнего магнитного поля на изменение ударно-волновой конфигурации наличия. В работе исследуется, как меняется при наличии газового разряда разных конфигураций и магнитного поля не только положение головной ударной волны, но и как меняется аэродинамическое сопротивление тела.

Исследования проводятся на установке (рис.1), включающей в себя ударную трубу с рабочей камерой, в которой находится сверхзвуковое сопло с набором электродов, смонтированных в стенки, систему генерации газового разряда на основе терротронных схем, систему организации импульсного однородного магнитного поля с магнитной индукцией до 1.5 Т и длительностью стационарной области воздействия около 600 nks. Тело в форме полуцилиндра помещается на оси сопла в районе третьей пары электродов по направлению течения газа. В качестве рабочего газа при исследовании используется инертный газ ксенон, что позволяет моделировать плазменное воздействие на сверхзвуковое обтекание головных частей летательных аппаратов без дополнительных энергетических затрат на ионизацию воздуха. Более подробно параметры течения плазмы в ударной трубе и сверхзвуковом сопле описаны в [1].

Газовый разряд перед телом и в приповерхностной области включается в момент стационарного сверхзвукового обтекания, при этом за счет того, что он зажигается в газе, который предварительно еще в ударной трубе ионизован, разряд является диффузным. Синхронизация разрядов перед телом и в приповерхностной области осуществляется при помощи импульсных генераторов, при этом задержка приповерхностного разряда относительно разряда в потоке равна времени пролета ионизованной части потока от области разряда перед телом до поверхности головной части тела. Исследования проводятся при таких параметрах поверхностного разряда и разряда перед телом, когда нагрев тяжелой компоненты газа минимален.

Основные исследования проводятся при двух направлениях поверхностного разряда на теле. В первой серии экспериментов используется полуцилиндр с горизонтальным расположением электродов на поверхности сферической области (рис.2). В этом случае газоразрядный ток охватывает поверхность носовой части по полукруговой траектории. Положение вектора тока меняется от горизонтального до вертикального, а затем горизонтального в противоположном направлении, но оставаясь при этом ортогональным вектору магнитной индукции. При магнитогидродинамическом (МГД) взаимодействии действие пондеромоторной силы будет иметь так же сложный характер, прижимая или отжимая газ от поверхности тела в зависимости от направления течения тока, изменяя при этом положение ударной волны и аэродинамическое сопротивление тела. Дополнительная ионизация потока перед телом увеличивает степень неравновесности набегающей плазмы и степень воздействия на параметры обтекания.

Во второй серии экспериментов поверхностный разряд организуется при помощи электродов, опоясывающих по бокам головную часть тела, как показано на рис.3. При этом газоразрядный ток распространяется в горизонтальном направлении в приповерхностной области поперек потока. При наложении магнитного поля вектор тока параллелен вектору магнитной индукции, направление тока может, как совпадать с направлением магнитного поля, так и быть противоположным. В данном случае нет действия пондеромоторной силы, но как показали предыдущие исследования [2], при таком направлении протекания газоразрядного тока с увеличением магнитной индукции разряд из диффузной стадии переходит в контролируемую, как при этом меняется положение отошедшей ударной волны исследуется в данной работе.

Работа поддержана Программой 11 Президиума РАН и Грантом РФФИ 08-01-00330-а.

## **SPACE SOLAR POWER STATIONS: PROBLEMS OF ENERGY GENERATION AND ITS USE ON THE EARTH SURFACE**

*Sinkevich<sup>1</sup> O.A., Gerasimov<sup>1</sup> D.N., Glazkov<sup>1</sup> V.V., Ivanov<sup>2</sup> P.P.,  
Isakaev<sup>2</sup> E.H., Chikunov<sup>2</sup> S.E.*

The Moscow Power Engineering Institute (Technical University), the Joint Institute of High Temperatures of the Russian Academy of Science

Concepts of space solar power stations, including the economical aspects, are widely discussed in literatures [1–3]. Here we will not analyze the economic aspects for a solar power stations but will consider some technical problems: how to collect solar energy, how to effectively transform this energy to electricity in space power stations, and how then to transport it to the surface of the Earth. Opportunities of using energy that is produced by space power stations for usage of power, ecological and transport needs on Earth and in space are discussed. Effectiveness of solar power transformation into electricity in space power stations is analyzed. The following is considered: the photo cells installations, the gas-cooled nuclear and combined nuclear-thermonuclear installations transforming thermal energy in electricity by means of the MHD-generator, combined gas and steam turbine installations, gas-steam turbine installations with MHD-generators. The special analyses are given for the installations with MHD-generators, that are working on thermo-convective flows, and gas-turbine installations with the MHD-generator that are working on the cycle with out using compressors [4 - 9].

We consider the transformation system of a solar energy to electricity in a space power

## POSTER SESSION - 2 Papers

station. This system includes the solar batteries, concentrators that transform the solar energy to the thermal energy of working gases, a power system, including the gas turbine installation or gas-steam turbine installations with the MHD-generator. The closed cycle MHD-generator is working on non-equilibrium magnetized plasmas of inert gases with small additives of the alkaline metals vapors.

Space power stations with individual capacity 1-100 GW, that are placed in a geostationary Earth orbit, should transform the sunlight energy to the electric power and then transport it to the surface of the Earth by a microwave beam. On Earth the microwave beam energy is converted into electrical power for terrestrial use. The microwave beam from space power stations could supply power resources to users that are at a great distance from the basic power sources (sub-polar areas of the Earth, deserts and mountain districts, consumers in the seas and oceans, etc.).

Besides direct transformation of the microwave beam energy in alternative or direct electric currents of standard parameters of frequencies and voltage there is the another technology of the microwave radiation transformation. This technology is based on storage of the microwave beam energy in the underground heat capacitors systems. The heat capacitors systems consists of the special underground cavity, filled by water or by other heat-carriers. The microwave beam is absorbed by the water filled antenna.

After heating the heat-carrier inside mine to a condition liquid-vapor mixture the microwave beam moves to other mine, or is disconnected, and the mine is closed by a special cover. The vapor is transported from the underground heat capacitors to the steam turbine. In such cycle the energy stored in the heat capacitor will be transformed to electric using the standard steam turbine cycle. It is similar to how it occurs on geothermal power stations. This method will bring nest advantages: influence of microwave radiation occurs periodically, and microwave radiation is absorbed practically completely. Such power stations can be located in the areas removed from energy sources and do not have to have connection with powerful power supply systems. The efficiency of the power stations transforming the microwave beam energy into electric current of standard parameters can be on the level 30 – 40 %. This efficiency is higher than other known ways of microwave radiation transformation in AC and this efficiency is not the limit.

Creation of space power stations will also allow development of new technologies for an outer space exploration. The construction of space power stations will essentially allow to strengthen the strategic balance of Russia.

### Acknowledgements

This work was supported by the President of Russian Federation Grant HIII-2953.2006.8.

### References

1. Mankins J., A Fresh Look At Space Solar Power: New Architecture, Concepts, and Technologies, 48th IAC, October 6–10, 1997, Turin, Italy.
2. Landis G., "Advanced Design Concepts: Synergy of Ground and Space Solar Power," Space Solar
3. Power Exploratory Research & Technologies Program Tech. Interchange Meeting 3, University of Alabama, Huntsville, June 21, 2000Alabama, Huntsville, June 21, 2000.
4. Landis G., Peak Power Markets for Satellite Solar Power, paper IAC–02–R.3.06, 53rd Int. Astronautical Congress/2002 World Space Congress, Houston TX, 10–19 October 2002.
5. Glaskov V.V., Sinkevich O.A. Nuclear driven closed circle magneto-hydrodynamic generator on self-maintained thermal convection flow. Proc. of 2d Int. Conf. "Energy Transfer in Magnetohydrodynamic Flow", Aussois, France, 1994, Vol.2, P. 661-670.

6. Glaskov V.V., Sinkevich O.A. New type of the MHD generator for nuclear reactor. Proc. 8-th Beer-Sheva Int. Seminar on MHD Flow and Turbulence, 1996, Jerusalem, Israel, p.126.
7. Glazkov V.V., Sinkevich O.A. Nuclear Driven Closed Circle Magneto- Hydrodynamic Generator on Self-Sustained Thermal Convection Flows. In Book "Progress in Fluid Flow Research", Progress in Astronautics and Aeronautics. Ed. Paul Zarchan, Vol. 182, Turbulence and Applied MHD . Eds H. Branover, Y. Unger, Cambridge, Massachusetts, USA, 1999, pp. 483 – 495.
8. Glazkov V.V., Sinkevich O.A. The closed cycle MHD generator on self-maintained thermal convection flow. High Temperature , 1994, Vol. 32, N 2, PP. 287-291.
9. Glazkov V.V., Sinkevich O.A., Chikunov S.E. Creation and maintenance of flow circulation in the closed contour by means the thermal rum-jet engine. Issue of the Russian Academy of Science, Power, 2000, N 1, PP 113-119.
10. Sinkevich O.A., Glaskov V.V., Isakaev E. Kh. Closed-Cycle MHD Generator for Space Power Systems. Proc. of 15<sup>th</sup> Int. Conf. On MHD Energy Conversion and 6<sup>th</sup> Int. Workshop of Magnetoplasma Aerodynamics. Moscow. Russia. May 24 – 27, 2005. Vol. I. Pp. 338-339.

## КОСМИЧЕСКИЕ СОЛНЕЧНЫЕ ЭЛЕКТРОСТАНЦИИ: ПРОБЛЕМЫ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ЭНЕРГИИ И ЕЁ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ НА ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ

*Синкевич<sup>1</sup> О.А., Герасимов<sup>1</sup> Д.Н., Глазков<sup>1</sup> В.В., Иванов<sup>2</sup> П.П.,  
Исакаев<sup>2</sup> Э.Х., Чикунов<sup>2</sup> С.Е.*

Московский энергетический институт (технический университет), ОИВТ РАН

Концепции создания космических электростанций обсуждаются в литературе [1-3]. Мировые потребности в энергии и возможности обеспечения этих потребностей за счет энергии, производимой на космических электростанциях, анализируются в работе [2]. В работе [2] исследуются экономические и инвестиционные условия, при которых стоимость энергии, производимой на космических электростанциях, становится приемлемой для наземных потребителей.

В этой работе мы не касаемся экономических вопросов, а ограничиваемся обсуждением возможностей использования энергии космических электростанций для реализации энергетических, экологических и транспортных потребностей на поверхности Земли и в околоземном пространстве. Анализируются различные технические возможности преобразования солнечного излучения в электричество на космических электростанциях: установки с фотоэлементами, газо-охлаждаемые ядерные и комбинированные ядерно-термоядерные установки с последующем преобразованием тепловой энергии в электрическую посредством МГД – генератора, комбинированные газо— и паротурбинные установки, газо— и паротурбинные установки с надстройкой с МГД – генератором. Специальный анализ посвящен установкам с МГД — генераторами на термоконвективных потоках, газотурбинным установкам и установкам с МГД — генератором, работающим в отсутствие компрессора для сжатия рабочего тела в цикле [4 - 9].

Обсуждается схема преобразования солнечной энергии в электрическую на космической электростанции, состоящей из солнечных батарей, концентраторов солнечной энергии, в которые солнечная энергия передается теплоносителю основной энергетической системы электростанции. Энергетическая система космической электростанции включает в себя газотурбинный или газо- паротурбинный циклы с надстройкой из МГД-генератора замкнутого цикла, работающих на неравновесной



замагниченной плазме инертных газов с присадкой паров щелочных металлов. Анализируется возможность использования для космических электростанций МГД-генератора нового типа, работающего на термоконвективных потоках [4 - 9], создаваемых солнечным излучением.

Космические электростанции с единичной мощностью 1-100 ГВт, располагаясь на геостационарной орбите, должны эффективно преобразовывать энергию солнечного излучения в электроэнергию микроволнового диапазона, которая с помощью направленного электромагнитного пучка может передаваться на Землю для потребления. В настоящее время ведутся исследования способов преобразования микроволнового излучения в электрический ток стандартных параметров, в частности возможности обеспечения энергопотребителей, находящихся на большом расстоянии от основных источников энергоресурсов (приполярные районы Земли, пустынные и горные местности, потребители в морях и океанах и т.п.).

Кроме способа прямого преобразования СВЧ излучения в постоянный или переменный электрические токи стандартных диапазонов частот и напряжений, анализируются возможности преобразования энергии микроволнового излучения тепловую в специальных подземных аккумуляторах теплоты. Суть этого метода заключается в том, что пучок электромагнитного излучения направляется в шахту (специальную полость, являющуюся приёмной антенной), заполненную внутри водой или другим теплоносителем. По мере нагрева теплоносителя внутри шахты до состояния влажного пара, пучок СВЧ излучения либо перемещается к другой шахте, либо отключается, а шахта закрывается специальной крышкой. Затем пар отводится к паровой турбине, т.е. запасенная в тепловом аккумуляторе энергия преобразуется в электрическую посредством стандартного паротурбинного цикла, аналогично тому, как это происходит на геотермальных электростанциях. Преимущество использования подземного теплового аккумулятора состоит в том, что воздействие микроволнового излучения происходит периодически, а само это излучение поглощается практически полностью. Электростанции такого типа могут быть расположены в удаленных от источников энергии районах и не иметь связи с мощными энергосистемами. Эффективность преобразования энергии микроволнового пучка в электрический ток стандартных параметров может быть реализован на уровне 30 – 40%, что существенно выше других известных в настоящее время способов преобразования микроволнового излучения в постоянный электрический ток.

Создание космических электростанций позволит развивать новые технологии освоения Космоса и существенно повысить энергетический потенциал России в будущем.

Работа выполнена в рамках гранта Президента РФ для ведущих научных школ РФ НШ-2953.2006.8.

## **AEROTHERMODYNAMICS OF INDUCTIVELY COUPLED PLASMAS IN RF-PLASMATRON WITH LENGTHENED DISCHARGE CHANNEL**

*A.F. Kolesnikov, A.N. Gordeev, S.A. Vasilevsky*

IPMech RAS, Prospect Vernadskogo 101/1, 119526 Moscow, Russia

[koles@ipmnet.ru](mailto:koles@ipmnet.ru)

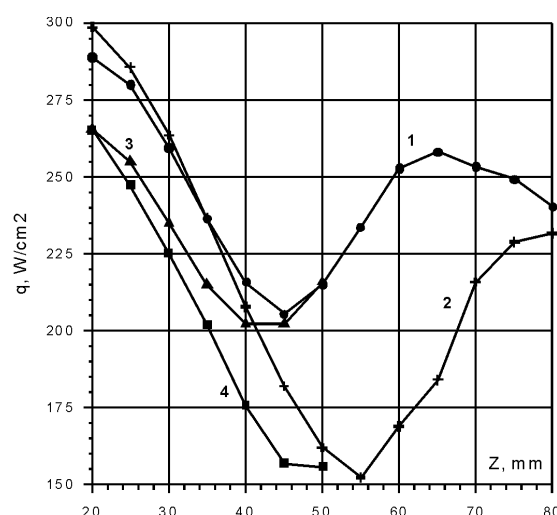
Complex shock wave structures of under-expanded weakly ionized air plasma jets are realized on RF-plasmatron IPG-4 with the lengthened cylindrical discharge channel. These nonequilibrium plasma flows present the new physical objects, which are important for the modeling aerodynamic heating and for validation of the CFD codes. The supersonic carbon



dioxide plasma flows coming out the sonic nozzle with the 30-mm diameter throat are obtained and heat fluxes to 20-mm diameter water-cooled cylindrical model with a flat nose are measured.

Systematic measurements of the stagnation point heat fluxes to the cylindrical model are carried out using the sonic nozzle with 40-mm diameter throat and 40 and 80 mm length at the power input in air plasma 29 kW, air mass flow rate 2.4 g/s, pressure in the working chamber 8.3 and 10.3 hPa (Fig. 1).

CFD modeling subsonic air plasma flows in modified IPG-4 discharge channel are performed. Inductively coupled swirling plasma flows are calculated on the basis of the Navier-Stokes equations using Patankar-Spalding method. The flow field has been considered as axisymmetrical, laminar, chemically and thermally equilibrium, radiation was not taken into account. Transport properties of air plasma were calculated using Chapman-Enskog theory in the third approximation in terms of the Sonine polynomials. The averaged on time amplitude of the electric field was calculated using simplified 1D approximation of the Maxwell equation. The calculations are carried out in the power input in air plasma 11.4 – 15.25 kW and pressure range 170 – 540 hPa. At the same test conditions the subsonic laminar dissociated air flows around a 50-mm diameter model are calculated on the basis of the Navier-Stokes equations.



**Fig.1.** Stagnation point heat fluxes to 20-mm diameter cylindrical model with a flat nose ( $T_w = 300$  K) along axis of the under-expanded air plasma jet with the 40-mm diameter cylindrical nozzles of 40 and 80 mm length at  $N_{ap} = 45$  kV,  $G = 2.4$  g/s,  $p_\infty = 8.3$  и  $10.3$  гПа. 1, 2 –  $L = 40$  мм, 3, 4 –  $L = 80$  мм, 2, 4 –  $p_\infty = 8.3$  гПа, 1, 3 –  $p_\infty = 10.3$  гПа

## АЭРОТЕРМОДИНАМИКА ТЕЧЕНИЙ ИНДУКЦИОННОЙ ПЛАЗМЫ В ВЧ-ПЛАЗМОТРОНЕ С УДЛИНЕННЫМ СЕКЦИОНИРОВАННЫМ РАЗРЯДНЫМ КАНАЛОМ

А.Ф. Колесников, А.Н. Гордеев, С.А. Васильевский

ИПМех РАН, Проспект Вернадского 101/1, 119526 Москва, Россия

[koles@ipmnet.ru](mailto:koles@ipmnet.ru)

На ВЧ-плазмотроне ВГУ-4 с удлинённым секционированным вихревым разрядным каналом в различных конфигурациях – с использованием цилиндрических насадков диаметром 40 мм и длиной 40 и 80 мм получены сложные конфигурации ударно-волновых структур в недорасширенных струях слабоионизованной плазмы воздуха. Впервые реализован сверхзвуковой режим истечения плазмы углекислого газа

из звукового сопла с критическим сечением диаметром 30 мм и измерены тепловые потоки к медной водоохлаждаемой поверхности цилиндрической модели с плоским носком диаметром 20 мм. Эти течения представляют собой новые физические объекты, важные для решения проблемы моделирования аэродинамического нагрева, а также для валидации теоретических моделей и методов расчета термически и химически неравновесных течений плазмы воздуха и углекислого газа.

Выполнены систематические измерения тепловых потоков и давления торможения в критической точке цилиндрической модели с плоским носком радиуса 10 мм с использованием звукового сопла с диаметром выходного сечения 40 мм и с цилиндрическими насадками длиной 40 и 80 мм при мощности, вложенной в плазму, 29 кВт, расходе воздуха в разрядном канале 2.4 г/с, давлении в барокамере 8.3 и 10.3 гПа (см. рис.).

Для получения полей аэротермодинамических параметров проведено комплексное численное моделирование дозвуковых течений плазмы для условий экспериментов на плазмотроне ВГУ-4. Расчеты стационарного дозвукового течения индукционной плазмы и вихревого электромагнитного поля в новом секционированном удлиненном разрядном канале проводились. Течение индукционной плазмы рассчитывалось на основе численного решения двумерных уравнений Навье-Стокса с учетом 3-х компонент скорости методом конечных объемов Патанкара-Сполдинга. Течение считалось стационарным, осесимметричным, ламинарным, химически и термически равновесным, излучение плазмы не учитывалось. Коэффициенты переноса воздуха вычислялись по точным формулам Чепмена – Энскога с учетом третьего приближения по полиномам Сонина. Усредненная по времени комплексная амплитуда вихревого электрического поля рассчитывалась с помощью упрощенных уравнений Максвелла - эффективной квазиодномерной модели. Расчеты выполнены в диапазоне энергозатрат в плазму 11.4 и 15.25 кВт и давления в разрядном канале 170 – 540 гПа.

Для этих же условий на основе численного решения уравнений Навье-Стокса выполнены расчеты обтекания дозвуковой струей диссоциированного воздуха цилиндрической модели диаметром 50 мм в барокамере плазмотрона ВГУ-4.

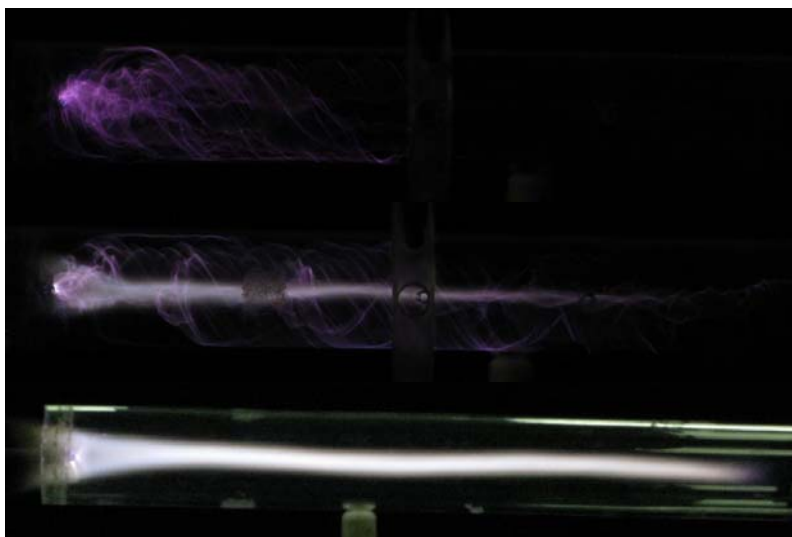
## CAPACITIVE HF DISCHARGE INTERACTION WITH SWIRLING FLOW IN A TUBE

*Klimov.A., Moralev I., Minko K., Plotnikova M.*

Recently, there is a wide interest towards flow control by means of gas discharge plasma generation. However, interaction of vortical flows with gas discharges is poorly studied yet.

In this work, interaction of longitudinal and transversal capacitive HF discharges with swirling flow in a tube is studied at swirl rates  $S \sim 0-3$  at lowered pressure 10-750 Torr at two gases: nitrogen and air. It is claimed, that discharge significantly affect pressure distributions in a flow.

Also, swirl and input power level influence on the discharge regime is studied. Discharge behavior is affected by presence of pressure gradients and centrifugal forces in a swirling flow. Due to buoyancy force, hot HF streamers move towards the vortex axis and form conductive channel. Later works as a needle, transferring HF electrode potential along the vortex axis (Fig. 1.).



*Fig.1. Discharge photos at increasing swirl rates (downwards).*

## ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ЕМКОСТНОГО ВЧ РАЗРЯДА С ЗАКРУЧЕННЫМ ТЕЧЕНИЕМ В ТРУБЕ

*Климов А., Моралев И., Минко К., Плотникова М.*

В настоящее время в мире наблюдается широкий интерес к управлению потоком с помощью газоразрядной плазмы. Однако, взаимодействие вихревых течений с газовыми разрядами изучено на данный момент недостаточно.

В данной работе исследовано взаимодействие емкостного продольного и поперечного ВЧ разрядов с закрученным течением в трубе в диапазоне параметров закрутки  $S \sim 0-3$  при пониженном давлении 10-750 Торр в двух газах- азоте и воздухе. Показано, что разряд оказывает существенное влияние на распределение давления в поперечном и продольном направлениях

Изучено также влияние закрутки и вкладываемой мощности на режим горения разряда в различных газах. Поведение разряда существенно зависит от присутствия в закрученном потоке сильных градиентов давления и центробежных сил. Горячие стримерные каналы всплывают к оси вихря, формируя там проводящий канал (Рис.1). Последний работает как проводящая игла, перенося потенциал ВЧ электрода вдоль оси вихря.

## POINT-TO-PLANE CORONA DISCHARGE FOR HIGH SPEED REACTING FLOW VISUALIZATION AND GAS TEMPERATURE MEASUREMENT

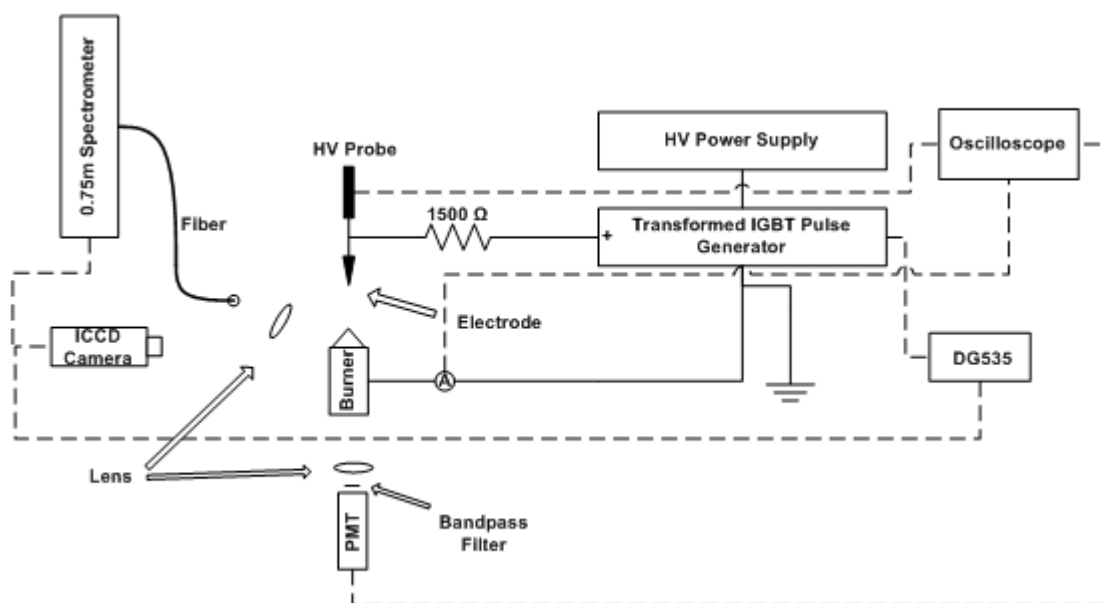
*David L. Wisman*

*UES Inc, Dayton, OH, USA*

*Biswa N. Ganguly*

*Air Force Research Laboratory, Wright-Patterson AFB, OH, USA*

In this paper we will report the results of experiments designed to obtain high-speed visualization of unsteady flame fronts by a positive polarity point-to-plane corona discharge. We report here results of both propane/air flames, and propane flames with a 79% argon and 21% oxygen mixture. The use of the argon/oxygen mixture in place of air allows us to obtain results over a wider range of fuel to oxidizer ratios. This high-speed flow visualization technique allows monitoring of flame reaction zone fluctuations, and can potentially aid in the understanding of the combustion dynamics.



*Fig 1. Experimental setup for data acquisition.*

The experimental setup used to obtain the data reported here is shown in figure 1. A pulse with a full-width half-max of 500 ns at a repetition rate of 1 kHz is supplied by a Stanford Research Systems DG535 delay/pulse generator which is used to trigger both the ICCD camera and a transformer coupled IGBT high voltage switch. The positive polarity high voltage is connected to a point electrode through a set of current limiting resistors. The height of the electrode above flame is varied and reported for the different flame conditions. The voltage was measured using a Tektronix high voltage probe, while the current was monitored using a Pearson Electronics current sensor. Spectrally-filtered optical emissions were obtained by focusing the plasma emission through the appropriate bandpass filters for each discharge gas (nitrogen, argon) onto a PMT.

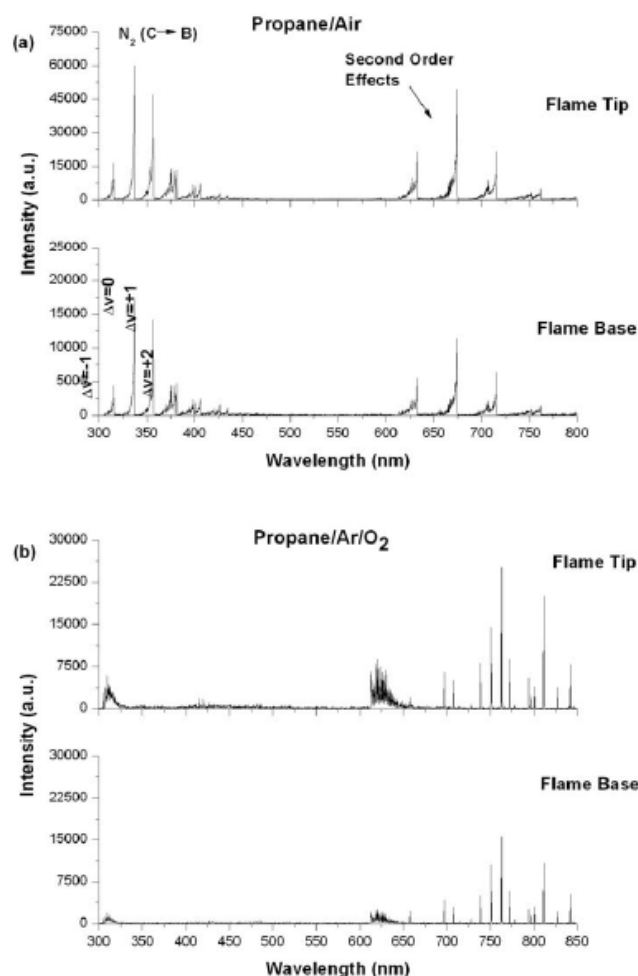
The flow visualization images were obtained with a Princeton Instruments PI-MAX ICCD camera. The short gate time ( $\approx 100$  ns) of the camera allows us to image the plasma emission without the use of a bandpass filter, as can be seen from the spectra in figure 2. These time-resolved spectra were obtained with an Acton 3/4m spectrometer using a 1200 lines/mm grating. In the case of the propane/air flame (figure 2a) the spectral emissions

observed are from the nitrogen second positive emissions ( $N_2(C \rightarrow B)$ ). The emission lines near 600-700 nm are second order spectra from the grating, and *not* the nitrogen first positive emissions. For the propane/argon-oxygen flame (figure 2b) the stronger lines present have been identified as argon emission lines. These spectra show that for the short gate time, the only emission that is imaged is from the plasma (no flame emission), and thus a filter is not needed when imaging with the ICCD camera. This removes the need for signal averaging, and improves the time resolution of the reacting flow diagnostics.

Spectrally resolved  $N_2(C \rightarrow B)$  emission from  $v=2$ , or 3 to  $v'=3$  or 4 vibrational transitions have been used to fit the rotational intensity distributions from the corona emission

in the reaction zone. This measurement permits to obtain line of sight averaged flame temperature estimate with  $\pm 70$  K temperature resolution.

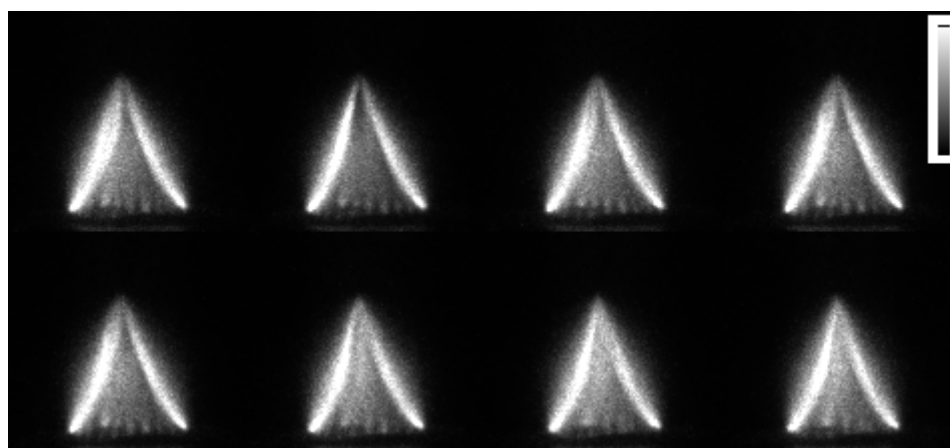
Previously we have investigated<sup>[1]</sup> the progression of the streamer along the flame front in time. These results showed that initially the high temperature region of the flame front guides the streamers to the cathode due to the lower gas density. The streamer prefers to travel along the path with higher  $E/n$ , and because the applied electric field is approximately constant during the initial phases of the streamer propagation, the high temperature/low gas density flame reaction zone provides this preferred path for the streamer to propagate [2]. Once the discharge has been fully developed, the high temperature at the flame front allows for a detailed balance between the electron detachment and attachment rates<sup>2</sup>, which causes the net loss of electrons by the attachment to  $O_2$  to be reduced with the increasing gas temperature. This balance is satisfied in part because the high temperature allows for an increase in the detachment of the  $O_2^-$  ion [3]. This allows the plasma conduction current



**Fig.2.** a) Time-resolved spectrum of propane/air flame. b) Time-resolved spectrum of propane/argon-oxygen flame. These spectra show that because of the short time gate used for the ICCD camera, a bandpass filter is not needed to image the plasma emission.

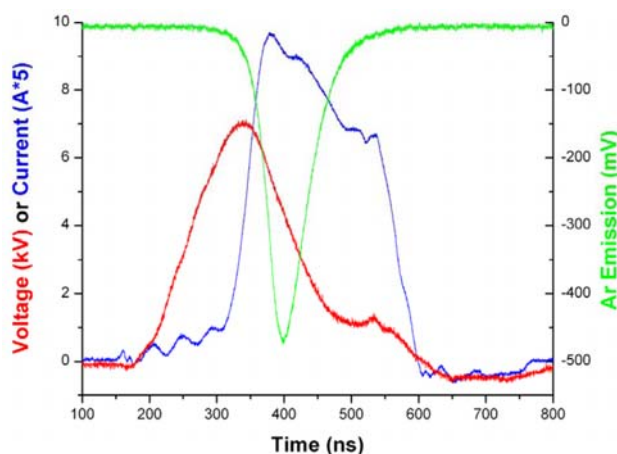
to preferentially distribute along the hot gas region and maintain higher conductivity for a longer pulse duration compared to a similar discharge in cold gas. The higher gas temperatures found in the propane/argon-oxygen flame, at the same fuel to oxidizer ratio compared to a propane/air flame, also allow for an increase in the plasma conductivity, which makes the argon plasma a potentially better choice for imaging flame instabilities over a wider range of fuel to oxidizer ratios.

Figure 3 shows a set of propane/argon-oxygen flame images taken at an equivalence ratio of 1.6 and a flow rate of 19 slm. These eight images were all taken at the same flame condition and time delay relative to the initiation of the voltage pulse. As can be seen in the flame images in figure 3, once the discharge has been fully developed the plasma emission allows for visualization of unsteadiness in the flame reaction zone. Note that by delivering small amount of energy ( $\approx 1$  mJ) per pulse mostly in the downstream region of the flame, this corona discharge does not perturb the flame, and it provides a capability for high speed flow visualization. The images in figure 3 were obtained with a single shot data accumulation, giving them the 100 ns gate-width time resolution. As can be seen in these images, at some conditions the flame tip is opened up instead of a closed conical shape. This, along with the variations seen in the other parts of the flame front indicate an unstable flame. The current, voltage waveforms for these images are shown in figure 4, along with the argon emission obtained through a 750 nm bandpass filter and a PMT.

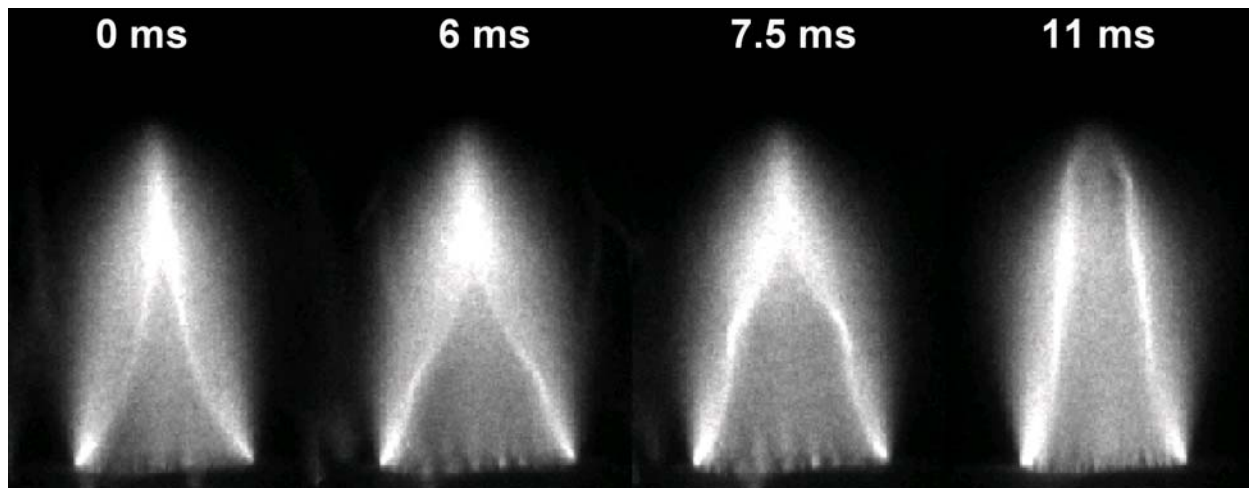


**Figure 3.** Emission images of argon plasma. The high temperature/low gas density flame front acts as the preferred path for the streamer to travel. The single shot data allows for the imaging of flame front instabilities with 100ns time resolution.

One approach we have used to produce an unsteady flame front is to pulse in small puffs of air, which will change the equivalence ratio for a short amount of time, and therefore cause fluctuations of the flame front. A set of such images can be seen in figure 5. For these images, we used a small pulsed valve that was triggered externally with a pre-set on and off time to puff in small amounts of air, where the amount of air that was pulsed in remained constant. The times indicated in the flame images of figure 5 refer to the time delay relative to the start of the opening of the pulsed valve. To obtain these images with pulsed air, the camera and voltage pulse were delayed together relative to the leading edge of the trigger for the pulsed valve, therefore we are imaging the same temporal point of the discharge for each of the four conditions shown in figure 5. We will report measurements of both propane/air and propane/argon-oxygen flame instabilities induced by the pulsed valve operation to demonstrate the high speed flow visualization capability of this pulsed corona discharge. Additionally, we will investigate in more detail the



**Figure 4.** Current, voltage and optical emission waveforms for the propane/argon-oxygen flame studied.



**Figure 5.** Images of propane/air flame obtained with a point-to-plane corona discharge. The unsteady flame front surface observed comes from pulsing in small amounts of air to the premixed propane/air flame.

effects of equivalence ratio on the plasma emission and image quality.

#### References:

1. Wisman, D., Ganguly, B., and Marcum, S., "High-Speed Visualization of Flame Reaction Zone Using a Positive Point-to-Plane Corona Discharge," *IEEE Trans. Plasma Sci.*, Vol. To be published, 2008, pp. 1–2.
2. Aleksandrov, N. and Bazelyan, E., "Temperature and Density Effects on the Properties of a Long Positive Streamer in Air," *J. Phys. D: Appl. Phys.*, Vol. 29, 1996, pp. 2873–2880.
3. Lu, X., "Effect of Gas Temperature and Electron Temperature on Species Concentration of Air Plasmas," *J. Appl. Phys.*, Vol. 102, 2007, pp. 033302–(1–6).

## NUMERICAL SIMULATION OF PLASMA-ASSISTED IGNITION IN CH<sub>4</sub>:AIR MIXTURES

N.L. Aleksandrov, S.V. Kindysheva, E.N. Kukaev

<sup>1</sup>Moscow Institute of Physics and Technology, Dolgoprudny, Moscow Region, Russia

E-mail: [nick\\_aleksandrov@mail.ru](mailto:nick_aleksandrov@mail.ru)

S.M. Starikovskaia

LPTP, Ecole Polytechnique, Palaiseau, France

A.Yu. Starikovskii

Drexel University, Philadelphia, PA, USA

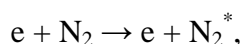
**1. Introduction.** In recent decades much attention has been drawn to applications of non-equilibrium plasma for plasma assisted ignition. It is easier to study ignition by non-equilibrium plasma under the action of a high-voltage nanosecond discharge when the plasma could be uniform and the discharge parameters important to numerical simulation could be measured. Kinetics of ignition in C<sub>n</sub>H<sub>2n+2</sub>:O<sub>2</sub>:Ar mixtures by the high-voltage discharge has been studied experimentally and numerically for n = 1–5 [1,2]. Using measured time-resolved discharge parameters, plasma assisted ignition was numerically simulated and good agreement was obtained between the calculated ignition delay time and experimental data. It was shown that the effect of nonequilibrium plasma on ignition delay is primarily associated with faster development of chain reactions due to O atoms produced by electron impact dissociation of molecules in the discharge phase.

From the practical standpoint, it is more interesting to study plasma assisted ignition in mixtures in which  $O_2$  is replaced by air. Experimentally, this has been done under the action of a high-voltage nanosecond discharge in  $CH_4$ :air mixtures diluted with inert gases [3]. The purpose of this paper was to study numerically the ignition of the  $CH_4$ :air mixtures under the conditions considered in [3]. Particular attention was paid to the effect of  $N_2$  addition on the production of active particles.

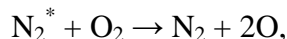
**2. Numerical model.** The difference in characteristic time between the discharge phase and the ignition one allowed a separate theoretical consideration of the production of atoms and radicals in the discharge and of ignition processes. By analogy with [1, 2], the evolution in time of the density of active particles was calculated on the basis of a numerical solution of the corresponding zero-dimensional balance equations and the energy conservation equation. The electron rate coefficients were calculated from a numerical solution of the Boltzmann equation using experimentally measured time-resolved electric field. We extended the kinetic model developed in [1, 2] to take into account the effect of  $N_2$  addition on the production of active particles in the discharge and on the ignition processes. Autoignition in the absence of the discharge and ignition by the discharge were simulated in a  $CH_4:O_2:N_2:Ar = 1:4:15:80$  mixture. Ignition delay times were calculated under the conditions considered in [3]; the gas pressure varied between 0.3 and 2.4 atm and the gas temperature varied between 1100 and 2250 K.

**3. Calculated results.** The calculated values of delay time agree well with the measured ones both for autoignition and for ignition with the discharge. The agreement was better at low pressures at which the discharge plasma was much more uniform [3] and our zero-dimensional simulation was more justified. The calculations showed that the initiation of the discharge leads to a shortening in the ignition delay time by an order of magnitude at low ( $\sim 0.5$  atm) pressures and only by  $\sim 100\%$  at high ( $\sim 2$  atm) pressures. This is associated with the fact that the specific energy deposited in the discharge and, consequently, the density of active particles produced in the nonequilibrium discharge plasma decrease with increasing pressure.

The analysis of the calculated results showed that the dominant active particles produced in the discharge and leading to faster ignition of the mixture studied are O atoms, in agreement with the conclusions made in [1, 2]. The dominant mechanism of O production in  $CH_4$ :air mixtures is the electron impact excitation of metastable  $N_2$  states,



followed by quenching of  $N_2^*$  in collisions with  $O_2$  molecules,



rather than direct electron impact dissociation of  $O_2$ . Here,  $N_2^*$  are  $N_2(A^3\Sigma_u^+)$ ,  $N_2(B^3\Pi_g)$  and  $N_2(C^3\Pi_u)$  states.

## References

1. I.N. Kosarev, N.L. Aleksandrov, S.V. Kindysheva, S.M. Starikovskaia, A.Yu. Starikovskii, *J. Phys. D: Appl. Phys.* **41**, 032002, (2008).
2. I.N. Kosarev, N.L. Aleksandrov, S.V. Kindysheva, S.M. Starikovskaia, A.Yu. Starikovskii, *Comb. Flame* **154**, 569, (2008).
3. S.M. Starikovskaia, E.N. Kukaev, A.Yu. Kuksin, M.M. Nudnova, A.Yu. Starikovskii, *Comb. Flame* **133**, 133, (2003); **139**, 177, (2004).



## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СТИМУЛИРОВАННОГО ПЛАЗМОЙ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ СМЕСЕЙ $\text{CH}_4$ С ВОЗДУХОМ

*Н.Л. Александров<sup>1</sup>, С.В. Киндышева<sup>1</sup>, Е.Н. Кукаев<sup>1</sup>, С.М. Стариковская<sup>2</sup>,  
А.Ю. Стариковский<sup>3</sup>*

<sup>1</sup>Московский физико-технический институт,

<sup>2</sup>LPTP, Ecole Polytechnique, France

<sup>3</sup>Drexel University, Philadelphia, USA

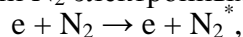
**1. Введение.** В последние десятилетия много внимания уделялось приложениям неравновесной плазмы для стимулированного плазмой воспламенения (СПВ) горючих смесей. Воспламенение под действием неравновесной плазмы достаточно легко изучать, когда она создается высоковольтным наносекундным разрядом; при этом плазма может быть однородной, и важные для моделирования параметры разряда можно измерить. Кинетика воспламенения смесей  $\text{C}_n\text{H}_{2n+2}:\text{O}_2:\text{Ar}$  под действием высоковольтного разряда изучалась экспериментально и численно для  $n = 1-5$  в [1, 2]. С использованием экспериментальных данных по динамике изменения разрядных параметров было выполнено численное моделирование СПВ и получено хорошее согласие между вычисленными и измеренными временами индукции воспламенения. Было показано, что влияние неравновесной плазмы на задержку воспламенения связано с ускорением цепных реакций благодаря атомам О, наработанным в разряде при диссоциации молекул электронным ударом.

С практической точки зрения более интересно изучать СПВ в смесях, в которых кислород заменен на воздух. Экспериментально это исследовалось под действием высоковольтного наносекундного разряда применительно к смеси  $\text{CH}_4$  с воздухом, разбавленной инертным газом [3, 4]. Целью данной работы было численное моделирование смеси  $\text{CH}_4$ :воздух в условиях эксперимента [3, 4]. Особое внимание было уделено влиянию добавления  $\text{N}_2$  на наработку активных частиц.

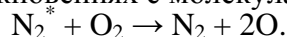
**2. Численная модель.** Различие в характерных временах разрядной фазы и фазы воспламенения позволили отдельно рассматривать наработку атомов и радикалов в разряде и процессы воспламенения в послеразрядной стадии. По аналогии с [1, 2], динамика изменения плотности активных частиц моделировалась на основе численного решения соответствующих нульмерных уравнений баланса и уравнения для температуры газа, выражающего закон сохранения энергии. Константы скорости электронных процессов определялись из численного решения уравнения Больцмана с использованием экспериментальных данных по электрическому полю в разряде. Кинетическая схема была расширена за счет включения процессов с участием  $\text{N}_2$ , которые могут влиять на образование активных частиц в разрядной фазе и на процессы воспламенения. Самовоспламенение и воспламенение после разряда моделировалось для смеси  $\text{CH}_4:\text{O}_2:\text{N}_2:\text{Ar} = 1:4:15:80$ . Время индукции воспламенения вычислялось для условий эксперимента [4], когда давление газа менялось от 0.3 до 2.4 атм, а газовая температура менялась в диапазоне между 1100 и 2250 К.

**3. Результаты расчетов.** Результаты расчетов времени индукции воспламенения согласуются с измерениями, как для самовоспламенения, так и для воспламенения после разряда. Согласие было лучше при низких давлениях газа, когда разрядная плазма была более однородна [4], и используемая в работе нульмерная модель более оправдана. Расчеты показали, что инициирование разряда приводит к сокращению времени индукции воспламенения на порядки величины при низких ( $\sim 0.5$  атм) давлениях и только на  $\sim 100\%$  при высоких ( $\sim 2$  атм) давлениях. Это объясняется тем, что удельный энерговклад в разряд и, следовательно, доля наработанных в разрядной неравновесной плазме активных частиц падают с ростом давления.

Анализ результатов расчета показал, что доминирующими активными частицами, нарабатываемыми в разряде и приводящими к ускорению воспламенения, являются атомы О, в соответствии с выводами работ [1, 2]. Как и в [5], одним из главных механизмов наработки атомов О в смеси метана с воздухом является возбуждение метастабильных состояний  $N_2$  электронным ударом,



с последующим тушением  $N_2^*$  в столкновениях с молекулами,



Вклад же прямой диссоциации  $O_2$  электронным ударом оказался менее важным. Здесь под  $N_2^*$  подразумевались состояния  $N_2(A^3\Sigma_u^+)$ ,  $N_2(B^3\Pi_g)$  и  $N_2(C^3\Pi_u)$ .

## MODELING OF PREMIXED ETHYLENE-AIR FLOW IGNITION BY NON-UNIFORM NON-THERMAL PLASMA

*A. P. Napartovich<sup>1</sup>, I. V. Kochetov<sup>1</sup>, S. B. Leonov<sup>2</sup>*

<sup>1</sup>SRC RF Troitsk Institute for Innovation and Thermonuclear Research, Troitsk, Moscow region, Russia

<sup>2</sup>Institute of High Temperature Russian Academy of Science, Moscow, Russia

A fundamental problem faced by designers of a hypersonic scramjet (HSSJ) is the acceleration of ignition of a fuel mixture to a supersonic velocity, which can provide mixture ignition within reasonable distances from the flow inlet. The idea of using plasma-assisted methods of fuel ignition is based on non-equilibrium generation of chemically active species that speed up the combustion process [1-2]. It is believed that gain in energy consumed for combustion acceleration by plasmas is due to the non-thermal nature of discharge plasma, which allows radicals to be produced in an above-equilibrium amount.

Threshold plasma energy input required for ignition of premixed gas mixture of ethylene and air in conditions typical for HSSJ was evaluated in [3]. For uniform plasma it is about 210J/g. This rather large value can be supplied by a high-power supply source. One of options to reduce the threshold energy is usage of non-uniform discharge where chemical energy released in high excited regions can elucidate ignition of the total flow. As was noted by authors [4], there are experimental data indicating that plasma chemical conversion of methane is more effective when discharges have filamentary form. We anticipate that usage of non-uniform (filamentary) plasma may accelerate essentially ignition of premixed fuel – air flows.

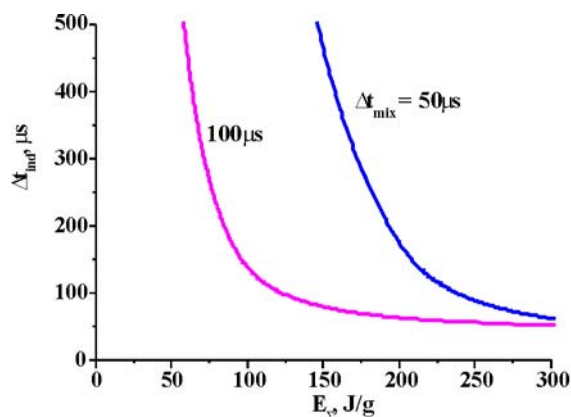
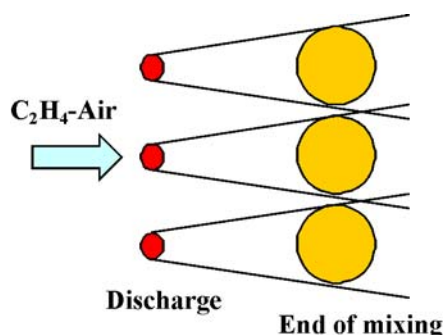


Fig. 1. Sketch of supposed filamentary discharge (view from above).

Fig. 2. Calculated induction time for ignition of  $C_2H_4:O_2:N_2=1:3:12$  mixture flow with  $M = 2.6$ ,  $P_{st} = 1$  bar,  $T_{st} = 700$  K as a function of the reduced energy input.

A periodical system of transverse pulse micro-discharges looks as an appropriate one for ignition of inflammable mixtures (Fig. 1). They can be realized with a special electrode system. It is of great interest to simulate numerically such a system using various approximations for description of gas dynamic flows. Since typical duration of non-thermal pulse discharge at atmospheric pressure is short in comparison with gas dynamic processes the pulse discharge occupies a fixed volume  $V_0$ . Then the excited gas mixture is mixed with the unexcited mixture, which causes temperature reduction compensated partially by fuel burning from the environment. The detailed modeling of a system of agitated streams is a very complicated task, taking into account necessity to describe correctly combustion chemistry. To evaluate ignition efficiency in conditions of non-uniform excitation, a model of distributed mixing for finite time was formulated, the numerical code was modified, and numerical simulations were performed for ignition of supersonic ethylene-dry air mixture by the system of transverse discharges. Calculations were made for the stoichiometric composition of the premixed mixture at the static pressure 1 bar and gas temperature 700 K

It was numerically demonstrated that usage of the non-uniform discharge with following mixing of excited and unexcited gas portions can reduce essentially the threshold energy input required for combustion initiation of premixed fuel – oxidizer flow. Fig. 2 shows how the predicted induction time for combustion of ethylene-air mixture depends on the energy input per mass of gas flow in the case of filamentary discharge for two values of mixing time. At  $\Delta t_{mix}=100$  and  $\Delta t_{ind}=500\mu s$  the required reduced energy input is about 57 J/g, that is remarkably lower than for uniform discharge.

## References

1. Leonov S., Bityurin V., Bocharov A., Savelkin K., Van Wie D., Yarantsev D., 2002, *Proceedings of the 4th Workshop "PA and MHD in Aerospace Applications"*, M., IVTAN.
2. Starikovskaia S. M., 2006, *J. Phys. D: Appl. Phys.*, **39**, R265–R299.
3. Kochetov I. V., Leonov S. B., Napartovich A. P., 2006, *High Energy Chemistry*, **40**, 94.
4. Pushkarev A., Zhu Ai-Min, Li Xio-Song, Sazonov R., 2008, *V International Symposium on Theoretical and applied Plasma Chemistry*, **1**, 23.

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ИНИЦИИРОВАНИЯ ГОРЕНИЯ ПРЕДВАРИТЕЛЬНО ПЕРЕМЕШАННОЙ ЭТИЛЕН ВОЗДУШНОЙ СМЕСИ НЕОДНОРОДНОЙ НЕРАВНОВЕСНОЙ ПЛАЗМОЙ

А. П. Напартович<sup>1</sup>, И. В. Кочетов<sup>1</sup>, С. Б. Леонов<sup>2</sup>,

<sup>1</sup>ГНЦ РФ Троицкий Институт Инновационных и Термоядерных Исследований,  
142190, Троицк М.о., Россия

<sup>2</sup>ОИВТ РАН, 125412, Ижорская 13/19, Москва, Россия

Основная задача, стоящая перед разработчиками гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД), уменьшение длины инициирования до расстояний, обеспечивающих воспламенение топливно-воздушной смеси в камере сгорания на разумных расстояниях при скоростях потока с числом Маха около двух. Идея использования плазменных методов воспламенения топлива основана на неравновесной генерации химически активных частиц, ускоряющих процесс горения [1-2]. Предполагается, что выигрыш в энергии, затрачиваемой для ускорения горения, в плазменных методах достигается за счёт неравновесной природы плазмы в разряде, позволяющей произвести сверхравновесную концентрацию радикалов.

В работе [3] рассчитаны пороговые энергии для однородного плазменного инициирования горения предварительно перемешанной этилен воздушной смеси в условиях типичных для работы ГПВРД, величина пороговой энергии составила около

210 Дж/г. Эта большая величина, требующая мощных источников электричества. Один из путей снижения пороговой энергии – использование неоднородного разряда, который позволяет для инициирования использовать химическую энергию, выделяющуюся в области больших энерговкладов. В недавно опубликованном обзоре по плазмохимической конверсии метана с помощью разрядов типа искры и скользящей дуги [4] указано, что затраты энергии на конверсию метана для неоднородных разрядов ниже, чем для однородных. Это позволяет надеяться, что при использовании неоднородных разрядов для плазменного инициирования горения топливно-воздушных смесей удельная энергия для воспламенения может оказаться меньше, чем при использовании однородных разрядов.

Одной из привлекательных схем поджигания горючих смесей представляется поджиг потока смеси системой поперечных импульсных микроразрядов, расположенных периодически в боковом направлении (**Рис. 1**). Они могут быть сформированы специальной электродной системой. Представляет большой интерес численно смоделировать такую систему с использованием разного уровня приближений в описании газодинамического течения. Поскольку типичная длительность неравновесных импульсных разрядов при атмосферном давлении короче характерных газодинамических времён, то можно считать, что энерговклад в разряде происходит в фиксированном объеме  $V_0$ . Далее возбужденная газовая смесь расширяется и смешивается с невозбужденной смесью, что приводит, с одной стороны, к понижению температуры, а с другой стороны – к выделению тепла за счёт сгорания топлива из невозбужденной смеси. Полная модель системы перемешивающихся струй с выделением тепла чрезвычайно сложна, учитывая необходимость сохранения основных кинетических особенностей горения. Для оценки эффекта воспламенения в условиях неоднородного возбуждения сформулирована модель распределенного смешения за конечное время, модифицирована численная программа, и проведены расчёты воспламенения сверхзвукового потока системой микроразрядов поперёк потока. Все расчеты выполнены для стехиометрической предварительно перемешанной смеси этилена с сухим воздухом с начальным статическим давлением 1 атм и температурой 700 К.

Численно продемонстрировано, что использование неоднородного разряда с последующим смешением возбужденной и невозбужденной порций смеси может привести к существенному снижению требований к характеристикам разряда для инициирования горения в предварительно подготовленной смеси окислителя с топливом. На **Рис. 2** показано как расчетное время воспламенения зависит от удельной вложенной энергии на единицу массы газового потока в случае неоднородного разряда для двух величин времен смешения. Для времени смешения  $\Delta t_{MIX} = 100$  мкс и времени воспламенения  $\Delta t_{IND} = 500$  мкс требуется удельная энергия 57 Дж/г, что значительно меньше чем в однородном разряде.

## NON-EQUILIBRIUM EFFECTS IN HYPERSONIC MHD FLOW

V.A. Bityurin<sup>1</sup>, A.N. Bocharov<sup>1</sup>, and N.A. Popov<sup>2</sup><sup>1</sup>Joint Institute of High Temperatures of Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia<sup>2</sup>Moscow State University, Moscow, Russia

Recently [1,2], the novel concept called MHD parachute has been presented. The idea is to effect on the re-entry vehicle trajectory by means of MHD. Plasma behind the bow shock interacts with magnetic field generated by the built-in-body magnetic system. As a result, magnetic force, cross-product of plasma current and magnetic induction, is generated in plasma around the flown body directed mainly against the free-stream flow. In turn, the plasma current interacts with current within magnetic system so that the plasma flow “attracts” the body and the body decelerates too. It has been numerically shown that electromagnetic drag could be one order of magnitude more than hydrodynamic one. It has also been shown that neither angle-of-attack nor shape of the body influence the flight at magnetic field induction of order of 1-2 Tesla. Those preliminary results were obtained with the flow model, which takes into account thermal ionization of air behind the bow shock. Such model is suitable for ground-based facilities rather than real flight conditions.

Assessment of MHD parachute effect for real air flow conditions show that ionization level acceptable for MHD interaction is present only around a leading edge of the flown body. The flow downstream the leading edge can be characterized as the frozen-chemistry flow and ionization degree of order of  $10^{-4}$  and less is not sufficient to provide electrical conductivity on the level of  $10^3$  Mho/m in the region of interest. At the same time it has been observed that electric field,  $[\mathbf{U} \times \mathbf{B}]$ , induced in plasma by the imposed magnetic field may be as high as several hundred Townsend. Such high electric field several times exceeds the breakdown field value. Therefore, it makes sense to consider non-equilibrium ionization of air due to strong electric field.

Preliminary estimations of the effect of ‘field ionization’ presented in [3,4] demonstrated amazing effect. Magnetically induced electric field provided an ionization degree of order of several percent in the region of interaction. As far as MHD is concerned, three-fold drag increase was detected for magnetic field magnitude below one Tesla. Those first results were obtained for simplified kinetics model, in which electron impact dissociation was not considered.

In the current paper effects of field ionization due to imposed magnetic field are considered for hypersonic flow of nitrogen over a blunt plate (base for parachute and/or generator) with the built-in magnetic system. Attention is paid to several key moments.

First, new chemical kinetics model is presented, which takes into account traditional thermo-chemical reactions for  $\text{N}_2$ ,  $\text{N}$ ,  $\text{N}_2^+$ ,  $\text{N}^+$ , and electrons. In addition, electron impact ionization of  $\text{N}_2$  and  $\text{N}$  is included (with appropriate backward recombination) and electron impact dissociation of  $\text{N}_2$  is accounted for. All electron impact reaction rate constants are assumed to be functions of so called reduced electric field,  $E/N_0$  ( $E$  is the electric field strength,  $N_0$  is total number density). Typical for gas discharge simulation form of the rate constants is modified to take into account the decrease of electron drift velocity due to strong Hall effect. Backward reactions are governed by the electron temperature.

Second key feature is estimation of the transport properties of the mixture. It is assumed that cross-sections for collisions with participation of electron are determined with the electron temperature. So, the latter is calculated from the transport equation for electron energy coupled with the entire flow-chemistry-electrodynamics model. Electron energy equation takes into account tensor character of electron heat conductance in the presence of magnetic field, energy gain from electro-magnetic field, elastic energy losses, and inelastic energy losses.

Probably most questionable and difficult to estimate is third key moment related with the estimation of the inelastic energy losses. These include the losses due to electron impact dissociation and ionization, vibrational excitation of  $N_2$ , and excitation of electronic states of  $N_2$  and  $N$ . The model for inelastic losses as well as for field kinetics was developed outside the flow model [4-7]. In the current work curve-fitting approximations for the inelastic losses were used as functions of governing parameters, reduced electric field, electron and gas temperatures, and concentrations.

New effect of non-equilibrium ionization is demonstrated in the flow over a lab-scale blunt plate. Under free-stream conditions and magnetic system configuration considered the concentration of charged particles increases in almost two orders of magnitude in comparison with thermal kinetics case (no magnetic field). It was found that induced electric field,  $[U \times B]$ , just ignites the discharge. The main contribution to the reduced electric field,  $E/N_0$ , comes from the Hall component of electric field. As far as intensity of interaction is concerned, the total drag, for example, increases in more than two times, whereas no change in drag is observed within traditional thermal kinetics approach. Effect of generation of plasma by magnetic field in hypersonic flow seems to offer a new potential for flow control and/or on-board power generation.

### References

1. A.N.Bocharov, V.A.Bityurin, J.Lineberry. Study of MHD Interaction in Hypersonic Flows // The 15th International Conference on MHD Energy Conversion, Moscow, 24-27 May, 2005, p.399-416.
2. Bityurin, V.A., Bocharov, A.N. MHD Flow Control in Hypersonic Flight // The 15th International Conference on MHD Energy Conversion, Moscow, May 24-27, 2005. Vol.2, pp.429-433.
3. Bityurin V.A., Bocharov A.N. MHD Parachute in ReEntry Flight. Induced Electric Field Effects in Hypersonic MHD Flow, In: 2nd International ARA Days, October 21-23, 2008, Arcachon, France, Paper AA-3-2008-61.
4. Bityurin V.A., Bocharov A.N., Popov N.A., Non-Equilibrium Effects in MHD Parachute Concept: Induced Electric Field Effects, AIAA Paper 2009-1230, 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 5-8 January 2009, Reno, NV.
5. Aleksandrov N.L., Bazelyan A.E., Bazelyan E.M., Kochetov I.V. // Plasma Phys. Rep. 1995. V. 21. P. 57.
6. Hagelaar G.J., Pitchford L.C. // Plasma Sources Sci.Technol. 2005. V. 14. P. 722.
7. Kossyi I.A., Kostinsky A.Y., Matveev A.A., Silakov V.P. // Plasma Sources Sci.Technol. 1992. V. 1. № 3. P. 207.

## НЕРАВНОВЕСНЫЕ ЭФФЕКТЫ В ГИПЕРЗВУКОВОМ МГД ПОТОКЕ

*В.А. Битюрин<sup>1</sup>, А.Н. Бочаров<sup>1</sup>, Н.А. Попов<sup>2</sup>*

<sup>1</sup>Объединенный институт высоких температур РАН, Москва, Россия

<sup>2</sup>Московский Государственный Университет, Москва, Россия

Предложенная недавно концепция ускоренного торможения аппарата в верхних слоях атмосферы, МГД парашют [1,2], основана на генерации взаимодействия токов в плазме ударного слоя с магнитным полем, создаваемым бортовой магнитной системой. Оценки, выполненные для условий имеющейся экспериментальной установки, показали возможность увеличения на порядок гидродинамического сопротивления тела.

Оценки эффекта для условий реальной атмосферы показывают, что существенное взаимодействие может иметь место лишь в окрестности критической точки обтекаемого тела, где высокая температура в ударном слое может обеспечить степень ионизации воздуха, достаточную для создания интенсивного МГД взаимодействия. Вниз по потоку над поверхностью протяженного тела степень ионизации на уровне  $10^{-4}$  и ниже явно недостаточна для обеспечения приемлемого уровня электропроводности порядка  $10^3$  Мо/м. В то же время было обращено внимание на то, что величина индуцированного электрического поля  $[\mathbf{U} \times \mathbf{B}]$  может достигать значений в сотни Таунсенд в области, представляющей интерес для МГД парашюта и/или бортового генератора. Поэтому возникла идея рассмотреть возможность ионизации в сильном индуцированном электрическом поле. Первые оценки эффекта неравновесной «полевой» ионизации для конфигурации «МГД парашют» [3,4] продемонстрировали впечатляющий эффект: степень ионизации воздушной плазмы достигала несколько процентов при весьма умеренных значениях магнитной индукции. Что касается МГД эффекта полевой ионизации, то по крайней мере трехкратное увеличение сопротивления было зафиксировано в расчетах. В этих расчетах были учтены лишь основные реакции ионизации электронным ударом без учета диссоциации электронным ударом.

В данной работе рассматриваются эффекты неравновесной ионизации в гиперзвуковом потоке азота, порождаемые магнитным полем (конфигурация МГД парашют/генератор). Предполагается, что традиционная (термическая) химическая кинетика справедлива для смеси  $\text{N}_2$ ,  $\text{N}$ ,  $\text{N}_2^+$ ,  $\text{N}^+$  и электрон. Помимо этого кинетическая схема содержит реакции ионизации  $\text{N}_2$  и  $\text{N}$  электронным ударом, реакции диссоциации  $\text{N}_2$  электронным ударом и соответствующие обратные реакции рекомбинации и ассоциации. Считается, что скорости прямых реакций определяются величиной приведенного электрического поля,  $E/N_0$  ( $E$  – модуль напряженности поля,  $N_0$  – числовая плотность газа). Константы скоростей обратных реакций считаются функциями температуры электронов. При расчете транспортных свойств смеси предполагается, что частоты столкновений процессов с участием электронов определяются температурой электронов. Температура электронов находится из решения уравнения переноса электронной энергии с учетом тензорного характера электронной теплопроводности, притока энергии от электромагнитного поля, упругих и неупругих потерь. Последние включают в себя потери на ионизацию и диссоциацию в реакциях электронным ударом, а также потери на возбуждение колебательных и электронных состояний нейтральных компонент. Модель полевой кинетики и модель неупругих потерь были выполнены на основе работ [4-7].

Новый эффект неравновесной ионизации демонстрируется на примере обтекания пластины с встроенным магнитом, обеспечивающим в центральной зоне перпендикулярное к поверхности магнитное поле. Даже при весьма умеренных значениях магнитной индукции степень ионизации в зоне над магнитом может достигать нескольких процентов, что на два порядка превосходит начальный уровень. Такое течение уже безусловно представляет интерес с точки зрения эффективности МГД воздействия. Отметим также, что вклад «фарадеевской» компоненты электрического поля  $[\mathbf{U} \times \mathbf{B}]$  в величину приведенного поля, ответственную за неравновесную ионизацию, относительно невелик. Основной вклад вносит «холловская» компонента, которая более чем на порядок выше из-за сильного эффекта Холла.

## MECHANISM OF ION AMBIPOLAR DIFFUSION WITHIN SHOCK WAVE PROPAGATING IN WEAKLY IONIZED THERMALY NONEQUILIBRIUM GAS

*A.F. Kolesnikov*  
IPMech RAS

Ambipolar diffusion of the charged particles within shock wave propagating in weakly ionized monoatomic gas has been considered on the base of the diffusion equation coupled with Stefan-Maxwell relations for two-temperature quasi-neutral plasmas. The electron temperature is much higher than temperature of heavy particles and there is no energy exchange between electrons and atoms. Diffusion fluxes of ions and ambipolar electric field caused by charge separation are expressed through gradients of the ion mass fraction, pressure, and gas and electron temperatures.

The analytical solution for electrophysical structure of the shock wave is found for the linear approximation of the density and gas temperature profiles within shock wave. Existence of the peak of the ion fraction at the shock wave front observed in numerical solutions [1,2] is explained and maximum of the argon ion fraction is found as the function of the Mach number, adiabatic factor, ratio of the electron and gas temperatures, and ion-atom charge-transfer cross section. The maximum values of the ion fraction and electric field are found to be in good agreement with numerical predictions [1, 2].

The effect of ion ambipolar upstream diffusion (ion “pumping”) before the shock front is analysed. The thickness of the ion precursor and the ambipolar electric field within shock wave and in long precursor zone are calculated.

1. Kolesnikov A.F. Stefan-Maxwell Relations for Multicomponent Ambipolar Diffusion and Thermal-Baro Diffusion Effects in Two-Temperature Plasmas. AIAA 2000-2570, June 2000.
2. Kolesnikov A.F. Mechanism of the Ion Baro-Thermal Diffusion Pumping in Weakly Ionized Shock Layer. AIAA 2001-2871, June 2001.

## МЕХАНИЗМ АМБИПОЛЯРНОЙ ДИФФУЗИИ ИОНОВ В УДАРНОЙ ВОЛНЕ, РАСПРОСТРАНЯЮЩЕЙСЯ В СЛАБОИОНИЗОВАННОМ ТЕРМИЧЕСКИ НЕРАВНОВЕСНОМ ГАЗЕ

*А.Ф. Колесников*  
ИПМех механики РАН

Амбиполярная диффузия заряженных частиц в структуре ударной волны, распространяющейся по слабоионизованному одноатомному газу, рассматривается на основе решения уравнения диффузии ионов совместно с соотношениями Стефана – Максвелла для двухтемпературной квазинейтральной плазмы при наличии заданного электрического тока. Предполагается, что температура электронов много больше температуры газа, которой равна температура ионов, и нет упругого обмена энергией между электронами и нейтралами. Получены выражения для диффузионного потока ионов и амбиполярного электрического поля, возникающего за счет разделения зарядов в ударной волне, в которых учитываются вклады за счет градиентов концентрации ионов, давления и фактора термической неравновесности – отношения температуры электронов и температуры газа.

Аналитическое решение задачи об электрофизической структуре ударной волны получено для слабоионизованного газа при линейной аппроксимации профилей



плотности и температуры газа в ударной волне. Объяснено появление резкого пика концентрации ионов на фронте ударной волны, который был получен в численных решениях [1, 2], и вычислено максимальное значение концентрации ионов в зависимости от определяющих параметров задачи: числа Маха, показателя адиабаты, отношения температур электронов и газа, транспортного сечения перезарядки для столкновений атомов и ионов. Полученные максимальные значения концентрации ионов и амбиполярного электрического поля хорошо согласуются с численными результатами [1, 2].

Проанализирован эффект амбиполярной диффузии ионов перед фронтом ударной волны, т.е. «перекачки» заряженных частиц из внутренней структуры ударной волны далеко вперед перед ударной волной. Получено выражение для толщины зоны опережающей диффузии ионов. Вычислено амбиполярное электрическое поле внутри ударной волны и в зоне опережающей диффузии.

## **SURFACE BARRIER DISCHARGE STREAMER AND RELAXATION PHASE MODELING IN AIR**

*V.R.Soloviev, V.M.Krivtsov*

Moscow Institute of Physics and Technology, Dolgoprudny, Russia, 141700

Physical and numerical model for surface dielectric barrier discharge evolution in atmospheric air has been developed. Both discharge formation and relaxation phases are simulated successfully using a new approach of non-local air ionization by electron impact and ab initio boundary conditions on electrode and dielectric surfaces. The discharge is predicted to evolve in a streamer and diffusive form for positive and negative exposed electrode polarity respectively. The obtained results for streamer or diffusive discharge length and surface charge density agree with experimental data. Plasma parameters over the end of the discharge formation phase are quite different for streamer and diffusive discharge forms and provide quite different starting conditions for the following discharge relaxation phase. It is shown that discharge relaxation phase primarily contributes to momentum and heat sources relevant for flow control. The momentum source spatial distribution has a complex structure with regions of upstream and downstream body force direction and qualitatively depends on applied voltage polarity and voltage pulse temporal profile. For different conditions it could lead to either near-surface flow acceleration or vortex generation.

## **МОДЕЛИРОВАНИЕ СТРИМЕРНОЙ И РЕЛАКСАЦИОННОЙ ФАЗ РАЗВИТИЯ ПОВЕРХНОСТНОГО БАРЬЕРНОГО РАЗРЯДА В ВОЗДУХЕ**

*В.Р. Соловьев, В.М. Кривцов*

Московский физико-технический институт, Долгопрудный, РФ, 141700

Разработана физическая и численная модель развития поверхностного барьерного разряда в воздухе атмосферного давления. Используя приближение нелокальной ионизации воздуха электронами и сформулированные из перво-принципов граничные условия на поверхности электрода и диэлектрика, успешно проведено моделирование, как фазы формирования, так и фазы релаксации разряда. Расчеты предсказывают стримерную и диффузную структуру разряда при, соответственно, положительной и отрицательной полярности высоковольтного электрода. Полученные результаты по длине зоны разряда и плотности заряда на поверхности диэлектрика

хорошо согласуются с экспериментальными данными и для стримерной, и для диффузной формы разряда. Параметры плазмы к концу фазы формирования разряда сильно различаются для стримерной и диффузной форм разряда и дают резко различные начальные условия для последующей фазы релаксации. Показано, что основной вклад в используемые для управления потоком источники объемной силы и мощности дает фаза релаксации разряда. Пространственное распределение объемных сил имеет сложную структуру – в ней соседствуют области, где сила направлена по потоку и против потока. Вид распределения качественно зависит от полярности приложенного напряжения и его временного профиля. Различные распределения объемной силы могут приводить как к ускорению пристеночного потока, так и к образованию в нем вихрей.

### **SIMULATION OF EXTERNAL VOLTAGE WAVEFORM INFLUENCE ON THE SURFACE DBD PLASMA ACTUATOR IN AIR**

*E.A.Bogdanov, A.A. Kudryavtsev, A.L.Kuranov\*, A.A. Savarovskiy\**

St. Petersburg State University, St. Petersburg, Russia, e-mail: akud@ak2138.spb.edu

\*Hypersonic Systems Research Institute of the Leninetz Holding Company, St. Petersburg, Russia

Surface dielectric barrier discharges (DBDs) are known to be effective in aerodynamic control. The principal effect upon the flow is caused by the downstream force on the gas. The momentum transfer from charged particles to neutral molecules generates an Electro-Hydro-Dynamic (EHD) force that can be used for modification of the airflow profile within the boundary layer in order to control the laminar-turbulent transition, reduce the drag, and re-attach or stabilize the flow. In the quasi-neutral plasma bulk, the momentum transfer from positive ions to neutral molecules is balanced by the momentum transfer from electrons (and negative ions). Therefore any plasma region is “of no use” for actuator purposes and it is only unipolar regions that are important. So the main problem is to create an effective non-neutral region using DBD.

Some complexities encountered during investigation into DBD actuator models highlighted in the research papers presented at AIAA conferences over the last years resulted in recognition of their incompleteness and the necessity for very labor-consuming analysis that physical interpretation of full-scale numerical experiments demanded. The rather interesting results have been obtained by J.P.Boeuf et al [1] when considering one of the most complete models:

- It turned out that properties of DBD plasma actuator strongly depend on the slope and polarity of the applied voltage;
- The breakdown is characterized by the large current pulse when anode is above the dielectric surface;
- The current consists of pulses with much smaller amplitude and higher frequency when cathode is positioned above the surface;
- A number of numerical investigations with various gases (air, pure nitrogen, etc.) have been conducted.

In this work we tried to demonstrate further development of our model and compare obtained results to applying negative and positive ramp voltages of sinusoidal waveform when the electrode located above the dielectric surface was a cathode or anode.

The model is based on a fluid description of ions and neutral species (including ground-and-excited state molecules and atoms) using the drift-diffusion approximation for particle fluxes. The rates of electron impact reactions and electron transport coefficients are

calculated using the electron energy distribution function from the solution of electron Boltzmann equation. This approach allows self-consistent coupling of the evolution of charged particle densities and electrostatic potential obtained from the Poisson equation. We have used both models with Local Field Approximation and Hybrid Models with electron temperature  $T_e$  balance, where the reaction rate constants and electron transport coefficients are functions of  $T_e$ , which is obtained from separate balance equation. HM model allows taking into account non-local properties of electron component of discharge.

The simulation results appeared very sensitive to the used physical model, plasmachemical reaction set, and external conditions. The numerical issues were also important (such as, e.g., the cell size in computational mesh, particularly). We believe that there is no way to categorically assert the uniqueness of mechanism described in publications of J.P. Boeuf et al [1]. To clarify the situation, confirm the results obtained and get the new, realistic ones, further scientific research and computations are called for.

1. Boeuf, J.P., Y. Lagmich, Th. Unfer, Th. Callegari, Pitchford, L.C. J.Phys.D:Appl.Phys., v. 40, p.652, 2007.

## ДИСТАНЦИОННОЕ ИЗМЕРЕНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ УДАЛЕННОГО ОБЪЕКТА МЕТОДОМ ДЛС.

Ю.А.Курицын, М.А.Большов, В.В.Лигер, В.Р.Мироненко.

Учреждение Российской академии наук Институт спектроскопии РАН,  
142190, г. Троицк Московской обл., ул. Физическая, 5

С.Б. Леонов, Д. А. Яранцев

ОИВТ РАН, 125412, Москва, Ижорская ул., 13, стр.2

С использованием абсорбционной спектроскопии с перестраиваемым диодным лазером разработана методика измерения температуры и содержания паров воды в нестационарной зоне горения. Методика основана на измерении в режиме сканирования линий поглощения молекул  $H_2O$ :  $7189.344\text{ см}^{-1}$  ( $E'' = 142\text{ см}^{-1}$ ),  $7189.541\text{ см}^{-1}$  ( $E'' = 1255\text{ см}^{-1}$ ),  $7189.715\text{ см}^{-1}$  ( $E'' = 2005\text{ см}^{-1}$ ). Выбор этих линий обусловлен значительной разницей в положении нижних уровней переходов, что принципиально важно для выбранной методики измерения температуры объекта. Быстрая перестройка частоты лазера осуществлялась путём изменения тока инжекции. При частоте модуляции тока 1 кГц, температуре лазера  $25^\circ\text{C}$  и изменении инжекционного тока в пределах 10-120 мА перестройка длины волны составляла  $\sim 1.2\text{ см}^{-1}$ . Выходная мощность лазера при этом изменялась в пределах 3-30 мВт. Относительно большие интенсивности использованных линий поглощения позволили работать в режиме измерения прямого поглощения. Разработаны дифференциальная схема измерения нестационарных спектров, методика первичной обработки спектров и получения данных о температуре и концентрации  $H_2O$  в зондируемой области. При обработке использовалась подгонка экспериментальных спектров симулированными на основе спектроскопических баз данных. Разработанная методика опробована на примере определения параметров горения водородного топлива в испытательной секции сверхзвуковой аэродинамической трубы при скоростях газовых потоков  $M=2$ . Для области горячего следа пламени получены среднее за время горения ( $\sim 50\text{ мс}$ ) температура ( $\sim 1050\text{ К}$ ) и парциальное давление паров воды ( $\sim 21\text{ Торр}$ ). Хорошее отношение сигнал/шум позволило получить временную зависимость этих параметров с временным разрешением  $\sim 1\text{ мс}$ . Оцененная точность определения температуры зондируемой области составляет  $\sim 40\text{ К}$ .

## ANALYTICAL MODEL OF CUMULATION IN ELECTRIC WARES IN SUPERSONIC GAS FLOW

*Vysikailo Ph.I.*

Technological Institute of Superhard and Novel Carbon Materials, 7a Centralnaya Street,  
Troitsk, Moscow region, 142190, Russian Federation. [filvys@rambler.ru](mailto:filvys@rambler.ru)

It's reported about analytical investigations of cumulation of electric field and electron's density to the center of plasma structures (wares). Due to cumulation model some strange facts can be explained, such as small values of puncture potential to the length of wires, rising up volt-ampere characteristic, current perturbations, etc. Normal current density on cylindrical plasma structures is introduced.

## АНАЛИТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ КУМУЛЯЦИИ В ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ШНУРАХ В СВЕРХЗВУКОВЫХ ПОТОКАХ ГАЗА

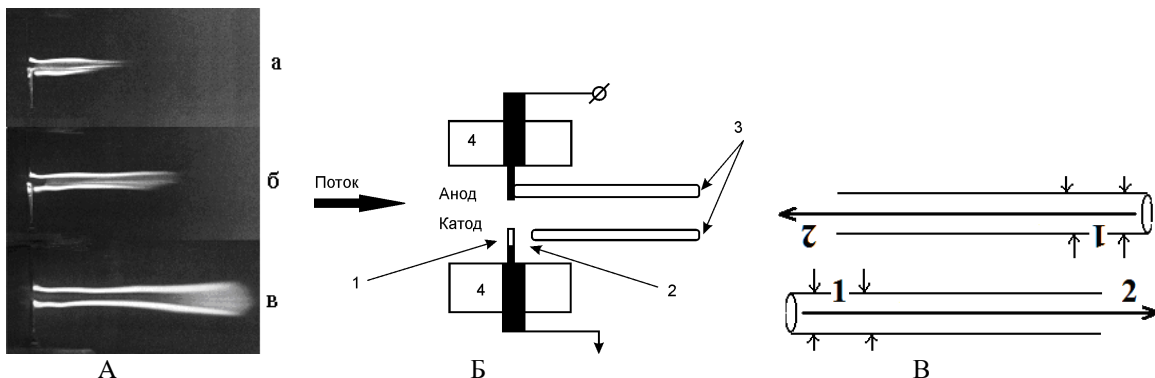
*Высикайло Ф.И.*

ФГУ «Технологический институт сверхтвердых и новых углеродных материалов  
142190, г. Троицк, Центральная ул., 7а Московская обл., Россия, [filvys@rambler.ru](mailto:filvys@rambler.ru)

В.И. Алферовым с соавторами было установлено, что поперечный разряд в сверхзвуковом потоке визуально представляет собой два протяженных, светящихся электрических шнура параллельных друг другу и потоку газа [1]. Такая картина протекания тока является типичной для разряда в сверх и гипер звуковых потоках (рис.1). В [1] отмечается, что катодные и анодные шнуры являются своеобразными плазменными электродами, между которыми протекает ток. В [2] сообщалось об исследованиях этого типа разряда (рис. 1). В [2] между плазменными электродами вниз по потоку газа с плотностью частиц  $\sim 6 \cdot 10^{18} \text{ см}^{-3}$  обнаружены страты – регулярные светящиеся слои (рис. 1А в). Этот факт действительно доказывает, что между плазменными электродами с характерным радиусом  $r \approx 1 \text{ мм}$  протекает ток электронов, способных ионизовать частицы газа, а образовавшиеся ионы сносятся потоком газа, формируя страты – области слоистой кумуляции электрического поля. Если действовать в рамках обычной модели и считать, что 1 кВ равномерно распределен по длине двух шнуров ( $L \approx 22 \text{ см}$ ), что соответствует среднему  $E_L/N \approx 0,75 \text{ Тд}$ , то логично решить проблему продольного пробоя в такой постановке в принципе не возможно при реальных нагревах газа (изменения  $N$  или температуры газа во всем шнуре должны быть порядка 100!). Только кумулятивная модель [3], с мощными радиальными полями и малыми продольными полями в жале или проволоке (рис.1 В), возвращает эксперименты [2], представленные на рис. 1А, из области фантастики в область реальных, кумулятивных, самосогласованных явлений. Оценить радиальную напряженность электрического поля  $E_r$  в кумулятивной структуре можно грубо из отношения радиуса сформированного электрического шнура, к полному значению приложенного к электродам потенциала (за вычетом катодного падения  $\sim 700 \text{ В}$ ):  $U/r = E_r = 10^3 \text{ В}/0,1 \text{ см} = 10^4 \text{ В/см}$ . При плотности  $N \sim 6 \cdot 10^{18} \text{ см}^{-3}$  получаем  $E_r/N \sim 167 \text{ Тд}$ . Полученное значение превышает пробойное значение электрического поля для воздуха ( $\sim 70 \text{ Тд}$ ) более чем в два раза. Оценки характерных размеров амбиполярных диффузий при условиях экспериментов [2], в которых плотность числа частиц нейтрального газа  $N \sim 6 \cdot 10^{18} \text{ см}^{-3}$  показали, что характерные длины амбиполярных давлений Шоттки и диффузий, обусловленных инерционностью заряженных частиц не превосходят  $10^{-2} \text{ мм}$  и не могут определять характерные размеры электрических

шнуров с радиусами порядка 1мм. Единственным амбиполярным диффузионным процессом, способным контролировать (ограничивать) неограниченную кумуляцию электронов, является диффузия Пуассона [4]. Для оценки характерного размера изменения напряженности радиального электрического поля  $E$  можно воспользоваться выражением:  $l_E[\text{см}] = E/4\pi\alpha en_e = 7,3 \cdot 10^5 (E/N[\text{ТД}])/(n_e/N)$ . Согласовать результаты аналитических расчетов с экспериментальными наблюдениями удастся при концентрации электронов  $\sim 10^{11} \text{ см}^{-3}$ .

В рамках кумулятивной модели в [2, 3] теоретически доказана возможность введения понятия нормальной плотности энергомассовоимпульсного потока на визуализировавшуюся поверхность любой КД-структуры. Наблюдаемые в [2] шнуры являются такими (кумулятивными) структурами (рис. 1А и Рис. 1В). Электрические шнуры, является удобной формой моделирования как катодо-, так и анодонаправленных молний, резонансов и особенностей иных взаимодействий между цилиндрическими плазмоидами (электрическими шнурами). Прикатодные и прианодные молнии обладают рядом отличительных свойств. Эти различия обнаружены экспериментально уже давно и подробно описаны в [2]. В частности только молнии из отрицательно заряженных облаков могут двигаться в импульсно-периодическом режиме. Эти различия в свойствах так и остались «загадочными» для классической физики газового разряда, не учитывающей особенностей кумулятивного формирования высоко проводящих, интенсивно излучающих пучки электронов плазменных линз. Эти особенности обсуждаются в данной работе. Знание значений нормальной плотности тока на катодонаправленные и анодонаправленные молнии –  $j_N$  может оказаться полезным при проведении оценок полного тока молний при фиксировании их характерных размеров  $I = 2\pi r_M L j_N$ , где  $r_M$  – характерный радиус молнии,  $L$  – ее длина. Поскольку диаметры электрических шнуров и их длины за катодом и анодом близки, то это свидетельствует, что подобно случаю в неподвижном газе, значения нормальной плотности тока на прианодные и прикатодные структуры  $j_N$ , играющие роль прикатодной и прианодной области, равны [2], т.е. нормальные плотности тока на прианодную –  $j_{Na}$  и прикатодную –  $j_{Nc}$  цилиндрическую структуры в сверхзвуковом потоке совпадают  $j_{Na} = j_{Nc} = j_N$  [2].



**Рис. 1А.** Внешний вид разряда постоянного тока [2], катод (заземлен) – внизу, в аэродинамической трубе при  $M = 6$ ,  $P_0 = 50 \text{ атм}$ ,  $P = 28 \text{ Тор}$ ,  $D_0 = 3 \text{ мм}$  и при различных значениях тока  $I$  и напряжении  $U$  (а-в): а) –  $I = 0.2 \text{ А}$ ,  $\langle U \rangle = 2.45 \text{ кВ}$ ; б) –  $0.5 \text{ А}$ ,  $\langle U \rangle = 1.95 \text{ кВ}$ ; в) –  $1 \text{ А}$ ,  $\langle U \rangle = 1.7 \text{ кВ}$ . Время экспозиции  $1/60 \text{ с}$ .

**Рис. 1Б.** Схема эксперимента 1) – область отрицательного свечения, маскирующая катодную пленку; 2) – ФТП; 3) – анодный и катодный шнуры; 4) – обтекатели электродов.

**Рис. 1В.** Схема фокусировки электронов в кумулятивные струи в электрических шнурах.

В данной работе в различных предположениях проведены оценки характерных размеров электрических шнуров, полученные результаты сравниваются с экспериментальными наблюдениями в [2]. Показано, что по мере развития

## SESSION 10. Shock Waves

кумулятивно-диссипативной структуры характерный размер радиуса электрического шнура в стационарном случае может существенно изменяться от радиуса, определяемого  $l_E$  до радиуса  $r_v \sim V_i/v_i$ , определяемого скоростью дрейфа ионов и частотой рождения положительных ионов.

Согласно кумулятивной модели можно оценить мощность энерговклада в электрических шнурах в  $\text{см}^{-3}$ :  $W = j_N \cdot E^* = 5 \cdot 10^{-2} \cdot 10^4 = 500 \text{ Вт} \cdot \text{см}^{-3}$ . Мощность прямого нагрева газа соответственно раз в пятьдесят меньше. Время пребывания газа в шнуре равно  $\sim 2 \cdot 10^{-4} \text{ с}$ . Энерговклад в тепло соответственно равен  $2 \cdot 10^{-3} \text{ Дж/см}^3$ . При таких энерговкладах нагрев газа в электрическом шнуре не превышает  $20^\circ \text{C}$ , что в тысячу раз меньше необходимого для продольного пробоя 20 см длины электрического шнура электрическим потенциалом в 1 кВ.

### ЛИТЕРАТУРА

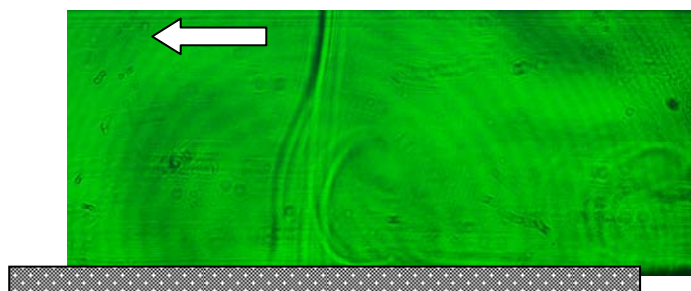
1. Алферов В.И. // МЖГ. 2004. № 6. С. 173.
2. Высикайло Ф.И., Ершов А.П., и др.// Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2007. Том 5. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2007-06-21-002.pdf>.
3. Высикайло Ф.И. // ЖЭТФ. 2004. Т. 125. № 5. С. 1071-1081.
4. Высикайло Ф.И. Скачки параметров неоднородной столкновительной плазмы с током, обусловленные нарушением квазинейтральности. // Физика плазмы. 1985, Т. 11. № 10. С. 1256.

## SHOCK WAVE PROPAGATION ALONG THE PULSE IONIZED SURFACE AREA

*Znamenskaya I.A., Karatsuba A.S., Orlov D.M., Sysoev N.N.*  
Lomonosov Moscow State University, Physical dep.

In this work experimental investigations of the shock wave propagation along the ionized solid surface were performed. Uniform pulse ionization of the surface area was organized with the help of the transversal distributed high-current discharge (plasma sheet).

The relaxation of the exited gas layer, which was formed in the non-equilibrium discharge plasma (including heterogenic relaxation), results in the gradients of thermal physical parameters near the surface. During the shock wave propagation in relaxation zone, its structure, form, velocity had been changed. The flow behind the shock wave front in boundary layer increasing area became essentially inhomogeneous.



*Fig.1*

The flow evolution analysis allows:

1. To investigate the thermal and relaxation (heterogenic) processes in discharge zone in wide range of parameters;
2. To analyze the shock wave structure and structure of the flow behind it after interaction with decaying near-surface plasma and heating surface.

Interaction of the flow with shock wave with thermal layer of decaying plasma was investigated with shadowgraph technique. Observations of the shock wave propagation revealed, that shock wave form and velocity was modified, and the flow behind the shock wave became heterogeneous and turbulent (Fig. 1). Shadowgraph investigations of shock wave interaction dynamic with relaxation heterogeneous zone were performed at wide range of time  $t=30-500\mu s$  and shock wave Mach numbers  $M-1,5-3$ .

### **ДВИЖЕНИЕ ПЛОСКОЙ УДАРНОЙ ВОЛНЫ ВДОЛЬ ПОВЕРХНОСТИ ПОСЛЕ ИМПУЛЬСНОЙ ОДНОРОДНОЙ ИОНИЗАЦИИ ПРИ ПОВЕРХНОСТНОЙ ОБЛАСТИ.**

*Знаменская И.А., Карацуба А.С., Орлов Д.М., Сысоев Н.Н.*  
МГУ, физический ф-т.

Экспериментально исследуется движение плоской ударной волны вдоль твердой поверхности после импульсной однородной ионизации приповерхностной области на основе поперечного распределенного сильноточного разряда (плазменного листа). Релаксация возбужденных состояний в неравновесной плазме после разряда, в том числе, гетерогенная релаксация, приводят к возникновению градиентов теплофизических параметров вблизи поверхности. При движении ударной волны в зоне релаксации структура, форма, скорость ударной волны меняются, течение за фронтом в зоне нарастания пограничного слоя становится существенно неоднородным.

Анализ эволюции течения позволяет

1. исследовать тепловые и релаксационные, гетерогенные процессы в области разряда в широком диапазоне параметров;
2. проанализировать структуру ударной волны и течения за ней при взаимодействии с распадающейся приповерхностной плазмой и нагреваемой поверхностью.

Исследуются теньвым методом структура ударной волны и течения за ней при взаимодействии с распадающейся приповерхностной плазмой и нагреваемой поверхностью. При движении ударной волны в зоне поверхностного разряда структура, форма, скорость ударной волны меняются, течение за фронтом в зоне нарастания пограничного слоя становится существенно неоднородным, турбулизуется (Рис.1). Проведены теньвые исследования динамического процесса взаимодействия ударной волны с релаксирующей неравновесной зоной разряда в интервале времен  $t=30-500\mu s$ ; чисел Маха плоской ударной волны  $M-1,5-3$ .

### **INVESTIGATION OF MECHANISMS OF IONIZATION AND ENERGY INTERCHANGE IN NON-EQUILIBRIUM ARGON PLASMA BEHIND A SHOCK WAVE**

*V.I. Yakovlev, T.A. Korotaeva*  
ITAM SB RAS, Novosibirsk, Russia, 630090, [yakovlvi@itam.nsc.ru](mailto:yakovlvi@itam.nsc.ru)

Investigation of specific plasma mechanisms [1-3], conditions of their significant influence on the shock wave structures and supersonic flows is of current interest in the field of plasma aerodynamics. Numerous experiments on gas-discharge plasma have not given results, which permit to understand the mechanisms unambiguously because of non-uniformity of the gas-discharge plasma and unavoidable significant 'heating' effect. That is why any existing supposition or hypothesis has not had direct and tenable experimental proofs



## SESSION 10. Shock Waves

that would be sufficient for development of the adequate modeling. Investigation of more intensive shock waves in the gas ionized as a result of precursor radiation absorption is an alternative way to study of the weak shock wave propagation in the gas - discharge plasma. It should be noted that such kind of tests should be carried out in the specific range of parameters, in which thermal effect caused by the heating of the channel walls and adjacent gas layer is negligible.

The purpose of the work is to investigate experimentally and theoretically the interdependence between plasma and fluid dynamic processes behind a shock wave in argon at parameters: Mach number  $M=10-13$ , pressure ahead of the shock wave front  $p=1-10$  Torr. As it has been established at computational modeling [4], the 'heating' effect has local character at these parameters, and does not disturb 1D gas flow behind the shock wave front. Furthermore it has been shown [3] that the acoustic activity of the non-equilibrium plasma may cause the shock wave instability in this range of parameters.

An approach to investigate the flow structure behind the ionizing shock waves is based on the comparative analysis of the measured and computed distributions of the electron source  $S_e$  that characterizes the avalanche ionization rate. It has been found that measured distributions have local higher gradients of this kinetic parameter in comparison to computed ones having smooth changing of the value in the entire area of the avalanche ionization. Besides, in the most tests, maximum 'peak' values of the electron source are higher than computed ones. Analyzing the energy balance of the particles in plasma with taking into account the results obtained, one can conclude that, even in the cases of outwardly steady modes, there are small dynamic disturbances, for instance temperature disturbances, between the shock wave front and avalanche ionization area. Tests have shown that significant amplification of the disturbances takes place at  $p_1=5$  Torr, and  $M \leq 10.5-10.7$ . The phenomenon has the pronounced threshold character. Hence, formation of disturbances and possibility of their amplification are fundamentally determined by presence of the non-equilibrium plasma behind the shock wave front.

That is in the qualitative agreement with the conclusions of the theoretical research. Interaction between entropy disturbance and relaxation zone is assumed to be an 'element' of the mechanism, which causes the shock wave structure instability [5]. Amplification of the sonic disturbances, as well as entropy disturbances induced by sonic ones, is possible when extent of the non-equilibrium zone is large enough. Computations [3] have resulted in that that acoustic activity of non-equilibrium plasma causes spontaneous emission of sound (as well as entropy and vortex disturbances) generated by the shock wave front under specific conditions. At the same time, experimental results and estimations carried out lead to the conclusion that existing theoretical models need to be corrected in order to take into account possibility of formation of an additional energy current to the electrons. Among other processes, collision mechanisms involving excited atoms (associative ionization) can result in deterioration of the energetic interrelation between subsystems of electrons and heavy particles when concentration of excited atoms is increasing. As a consequence, disturbances can be amplified in the relaxation zone behind the shock wave front.

Thus, experimental data obtained can be used for development of the existing theoretical approaches and correction of the models with the aim to study acoustic properties of the weakly ionized medium, as well as the influence of the small disturbances on the shock wave formation and stability. Further development of the research in this direction will permit to advance in solution of the fundamental problem, such as definition of the conditions providing the most effective influence of the plasma mechanisms on the structure of the gas-plasma flows.



## References

1. V.G. Makaryan, N.e. Molevich. Adiabatic curves and weak shock waves in nonequilibrium media with negative dispersion. The 6<sup>th</sup> Workshop on magnetoplasma aerodynamics in aerospace applications. Moscow, 24-27 May, 2005.– P.646-649.
2. I.P. Zavershinsky, E.Ya. Kogan. Mitigation of shock waves in non- equilibrium gas // TVT. – 2000. – V. 38. – №.2.– С. 293–297. (in Russian)
3. M. Mond, I. Rutkevich, and E. Toffin. Stability of ionizing shock waves in monatomic gases // Phys. Rev. E.– 1997 – V. 56 – N5.– P. 5968–5978
4. M.B. Zheleznyak, A.H. Mnatsakyan, V.E. Pasternak, E.A. Philimonova. Influence of precursor radiation on flow structure and ionization behind front shock waves in inert gases // Izvestia AN, MZhG. – 1991. – №.3.– С. 124–131. (in Russian)
5. N.M. Kuznetsov. Stability of shock and detonation wave structure // ChPh 1993, V.12, №3, С.291-298. (in Russian)

## ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЗМОВ ИОНИЗАЦИИ И ЭНЕРГООБМЕНА В НЕРАВНОВЕСНОЙ ПЛАЗМЕ АРГОНА ЗА УДАРНОЙ ВОЛНОЙ

*В. И. Яковлев, Т.А. Коротаева*

ИТПМ СО РАН, Новосибирск, Россия, 630090

В настоящее время в области плазменной аэродинамики одной из актуальных задач является исследование роли специфичных плазменных механизмов [1-3], условий их существенного влияния на структуру ударных волн (УВ) и сверхзвуковых течений. В многочисленных экспериментах с использованием газоразрядной плазмы вследствие неоднородности ее структуры не удалось получить однозначные результаты об этих механизмах на фоне неизбежного и значительного «теплового» эффекта. Поэтому имеющиеся предположения, гипотезы о нетепловых механизмах не получили прямых и убедительных экспериментальных доказательств в объеме, необходимом для разработки адекватных расчетных моделей. Альтернативным направлением исследований слабых УВ в газоразрядной плазме являются исследования более интенсивных ударных волн в газе, который ионизируется вследствие поглощения опережающего излучения. Причем такие эксперименты должны осуществляться в определенном диапазоне параметров, в котором тепловой эффект, вызванный прогревом стенок и прилегающих слоев газа, является незначительным.

Цель данной работы – экспериментально-расчетное исследование взаимосвязи плазменных и газодинамических процессов за фронтом ионизирующих УВ в аргоне в рабочем диапазоне параметров ( $M=10-13$ , давление перед фронтом  $p=1-10$  Тор). Как установлено в расчетном исследовании [4], в этих условиях тепловой эффект имеет локальный характер и практически не влияет на одномерный характер течения ионизованного газа за фронтом УВ. Кроме того, в работе [3] показано, что акустическая активность неравновесной плазмы за ударным фронтом может быть причиной неустойчивости ударных волн в этой области параметров.

Для исследования структуры течения за фронтом ионизирующих ударных волн использован подход, основанный на сравнительном анализе измеренных и расчетных распределений величины источника электронов  $S_e$ , характеризующего скорость лавинной ионизации за ударным фронтом. В экспериментах установлено, что измеренные распределения характеризуются более сильными локальными градиентами этого кинетического параметра по сравнению с расчетным плавным изменением по всей протяженности области лавинной ионизации. Кроме того, в большей части

экспериментов максимальные «пиковые» значения источника электронов превышают их расчетные значения. Анализ энергетического баланса частиц в плазме с учетом полученных результатов позволяет сделать вывод, что уже во внешне устойчивых режимах течения между фронтом УВ и областью лавинной ионизации имеются слабые газодинамические, в частности, температурные возмущения среды. Экспериментально установлено, что их существенное усиление происходит при  $p_1=5$  Тор и  $M \leq 10,5-10,7$ , причем это явление имеет ярко выраженный пороговый характер. Следовательно, формирование возмущений и возможность их усиления принципиально обусловлены наличием неравновесной плазмы за фронтом ударной волны.

Это качественно соответствует общим выводам теоретических исследований. В работе [5] в качестве «элемента» механизма неустойчивости структуры УВ предполагается взаимодействие энтропийного возмущения с релаксационной зоной. При достаточно большой протяженности неравновесной зоны возможно усиление как энтропийных, так и порождающих их звуковых возмущений. В работе [3] показано, что при определенных условиях спонтанная эмиссия звука (также энтропийных и вихревых возмущений) фронтом ударной волны обусловлены акустической активностью неравновесной плазмы. В то же время результаты экспериментов и проведенные оценки приводят к выводу, что имеющиеся теоретические модели требуют определенной корректировки, учитывающей возможность формирования дополнительного потока энергии электронам. В частности, механизм столкновений с участием возбужденных атомов (ассоциативная ионизация) при определенных условиях в области лавинной ионизации может привести к нарушению отрицательной обратной связи между подсистемами электронов и тяжелых частиц. Следствием этого может быть усиление возмущений в релаксационной зоне за фронтом УВ.

Таким образом, полученные экспериментальные данные могут быть использованы для развития используемых теоретических подходов и уточнения моделей с целью изучения акустических свойств слабоионизованной среды, влияния слабых возмущений на формирование структуры и устойчивость ионизирующих УВ. Дальнейшее развитие исследований в этом направлении позволит продвинуться в решении общих вопросов об условиях, при которых возможно эффективное влияние плазменных механизмов на структуру газоплазменных течений.

## MODIFICATION OF A SINGLE VORTEX DUE TO LOCAL EXCITATION OF AN INTERNAL DEGREE OF FREEDOM

*N.A. Vinnichenko, A.V. Uvarov, A.I. Osipov*

M.V. Lomonosov Moscow State University, Faculty of Physics, Molecular Physics Chair

[nickvinn@vandex.ru](mailto:nickvinn@vandex.ru)

Interaction of vortical structures with energy release, including energy release from internal degrees of freedom, is interesting for various engineering applications: turbulent flows in gas-dynamic lasers, plasma flow control near the wing of an aircraft, combustion optimization inside combustion chambers of jet engines and swirl burners. Also, there is a meteorological problem of tropical cyclone intensification leading to formation of a hurricane and associated with interaction of the vortex with energy release from condensation in ascending flow. All these problems require a concrete answer to the fundamental question: how the parameters of a vortex are affected by a local energy release. This paper is an attempt to give a rigorous answer to that question.

The problem being considered is modification of a single columnar vortex parameters due to increase of energy deposited in an internal degree of freedom in a circular spot which

can be either concentric with initial vortex (axisymmetric case) or not (nonaxisymmetric case). The fluid model includes Navier-Stokes equations for compressible fluid with one additional equation of relaxation of energy of the internal degree of freedom. It is shown by numerical simulation that relaxation of initial excitation results in formation of a wave, which takes away some mass from the excitation region. In nonaxisymmetric case, propagation of the wave is followed by falling of the spiral-shaped hot spot towards the vortex centre. Anyway, the vortex is transformed into a new axisymmetric state having light hot core and azimuthal velocity profile, which is slightly changed. For axisymmetric excitation in limits of slow and quick relaxation analytical solutions are derived describing the process of vortex evolution. Situation, in which part of the energy is directly transformed into heat and the remaining part is slowly relaxing via internal degree of freedom, is also considered. It is shown that in the case of finite length of excitation region along the vortex axis a secondary flow arises after the wave which results in eventual increase of vortex azimuthal velocity due to energy release. Also, initiation of Rayleigh-Taylor instability of the vortex using periodic energy pumping into internal degree of freedom in annular region is considered. It is shown that the development of dominating instability mode with azimuthal wave number  $m = 2$  results in transformation of the vortex into an elliptic one, with two spiral arms.

The existence of conserving quantities in vortex dynamics in nonequilibrium medium is also discussed. An approach is proposed yielding some conservation laws for a finite region despite the fact that some mass is taken away by the wave driven by energy release. Conservation of total angular momentum of the vortex is shown to hold both for axisymmetric and nonaxisymmetric excitations. Thus, modification of vortex parameters due to a local excitation of internal degree of freedom involves heating and decrease of density in central region of the vortex and a corresponding increase of azimuthal velocity according to conservation of total angular momentum.

This work was supported (in part) by the Russian Foundation for Fundamental Research (Grant No. 06-01-00203a).

### **ИЗМЕНЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ОДИНОЧНОГО ВИХРЯ В РЕЗУЛЬТАТЕ ЛОКАЛЬНОГО ВОЗБУЖДЕНИЯ ВНУТРЕННЕЙ СТЕПЕНИ СВОБОДЫ**

*Н.А. Винниченко, А.В. Уваров, А.И. Осипов*

МГУ им. М.В. Ломоносова, физический факультет, каф. молекулярной физики

Взаимодействие вихревых структур с выделением энергии, в том числе запасенной во внутренних степенях свободы, представляет интерес с точки зрения многих технических приложений: турбулентных течений в проточных лазерах, плазменного управления течением у крыла летательного аппарата, оптимизации горения внутри камер сгорания реактивных двигателей и в вихревых горелках и топках. В метеорологии существует проблема резкого усиления тропических циклонов и превращения их в ураганы, которая также связана с взаимодействием вихря и выделения энергии, в данном случае, скрытой теплоты конденсации в восходящих потоках. Решение всех этих задач требует ответа на фундаментальный вопрос: как меняются характеристики вихря в результате локального выделения энергии. Попытке достаточно строго ответить на этот вопрос и посвящена настоящая работа.

Рассматривается изменение параметров одиночного колоннообразного вихря в результате увеличения энергии внутренней степени свободы в круглом пятне, центр которого может совпадать (осесимметричный случай) или не совпадать (неосесимметричный случай) с центром вихря. Модель среды включает уравнения

Навье-Стокса для сжимаемой жидкости, дополненные одним уравнением релаксации энергии внутренней степени свободы. Численное моделирование показывает, что в результате релаксации начального возбуждения образуется волна, которая уносит часть массы из зоны возбуждения. В случае неосесимметричного возбуждения после ухода волны происходит падение горячего пятна, принимающего форму спирали, на центр вихря. В любом случае вихрь переходит в новое осесимметричное состояние, характеризующееся наличием горячего ядра пониженной плотности и некоторым изменением угловой скорости. Для осесимметричного возбуждения в предельных случаях быстрой и медленной релаксации получены аналитические решения, описывающие процесс эволюции вихря. Рассмотрен случай, когда некоторая часть энергии сразу переходит в тепло, а остальная часть остается во внутренней степени свободы и релаксирует достаточно медленно. Показано, что в случае конечной протяженности зоны возбуждения вдоль оси вихря после ухода волны возникает вторичное течение, которое приводит к итоговому увеличению скорости вращения вихря в результате воздействия. Также рассмотрена возможность возбуждения вихревой неустойчивости Рэля-Тейлора с помощью периодической накачки энергии во внутреннюю степень свободы в кольцевой области. Показано, что в результате развития неустойчивости с преобладанием моды с азимутальным волновым числом  $m = 2$  вихрь превращается в эллиптический, с двумя спиральными рукавами.

Также обсуждается вопрос о существовании сохраняющихся величин в динамике вихря в неравновесной среде. Предложен подход, позволяющий получить определенные законы сохранения для конечной области, несмотря на унос массы волной от энерговыделения. Показано, что и в осесимметричном, и в неосесимметричном случае сохраняется полный момент импульса вихря. Таким образом, изменение параметров одиночного вихря в результате локального возбуждения внутренней степени свободы сводится к нагреву и понижению плотности в центральной части вихря и некоторому увеличению его угловой скорости при сохранении полного момента импульса.

Работа выполнена при частичной поддержке Российского Фонда Фундаментальных Исследований (грант 06-01-00203а).

### COMPARISON OF SHOCK WAVE PROPAGATION IN THE STATIONARY AND DECAY PLASMA OF THE GLOW DISCHARGE IN THE DIFFERENT GASES

*A.S.Baryshnikov, I.V.Basargin, M.V.Chistyakova*

Physico-Technical Institute of RAN,  
S.Petersburg, 194021, Politechnicheskaya 26  
E-mail: [al.bar@mail.ioffe.ru](mailto:al.bar@mail.ioffe.ru)

Experiments were conducted on the electric discharge installation of Ioffe Institute of Russian Academy of Science in the trans-sonic regimes of shock wave propagation. Such regimes with difficulty yield to numerical simulation, those more in the plasma, and at the same time precisely these regimes are interesting for the practice. The experimental form of the distribution of pressure after shock wave in the plasma differs significantly from form in the gas without the plasma. "Two-wave" form in the plasma makes it possible to hope for reductions in the expenditures of energy of the gas motion for an increase in the entropy in the shock wave, as this occurs also in the case of the mechanical method of splitting wave, for example on the conical surfaces.

Experiments are carried out for the careful study of the distribution of pressure behind the shock wave and the velocity shock wave during its propagation across the positive column of the steady-state glowing discharge, and also in the decay plasma after the disconnection of discharge, in moistened and dried air, in the dust-laden air, in atmospheric air, and also in nitrogen and in argon. It was for the first time, in comparison with the experiments in air with the oversaturated vapors of water, that the study of the influence of moisture and dustiness of air was carried out separately, which gives the possibility of the analysis of the influence.

Experiments in different kinds of air and experiments in the decay plasma are important for the practical use of the effect. Experiments in nitrogen and in argon are necessary for the comparison and, as a result, for understanding of the mechanism of the effect, without which it is difficult to give reliable practical recommendations.

After the modernization of installation and realization on the basis of the contemporary electronic base of the original scheme of the schlieren method, and also after the application of contemporary procedures of processing results, the accuracy of experimental data was essentially improved.

It was shown that distribution of the pressures behind the shock wave in moist and dried air, and also with the small artificial dustiness of air, differ little from each other.

The influence of humidity distinctly is manifested in a change in the positions of the maximums of the shock wave velocity in its distribution across the positive column of the steady-state glowing discharge. The influence of dustiness is noticeable with an increase of the concentration of dust in 10 times in comparison with the natural dustiness, the influence strongly depending on wave velocity. More thorough study is required for investigation of the influence of the high dust concentrations on the effect being investigated.

From the experiments in the decay plasma in dried and in moistened air, in nitrogen and in argon a conclusion was made that the form of pressure distribution behind the shock wave depends on the concentrations of the excited states of gases, including - singlet oxygen. The times of essential reconstruction of waveform after the disconnection of discharge are found.

### **СРАВНЕНИЕ РАСПРОСТРАНЕНИЯ УДАРНОЙ ВОЛНЫ В СТАЦИОНАРНОЙ И РАСПАДАЮЩЕЙСЯ ПЛАЗМЕ ТЛЕЮЩЕГО РАЗРЯДА В РАЗНЫХ ГАЗАХ**

*А.С.Барышников, И.В.Басаргин, М.В.Чистякова*  
Физико-технический институт им. А.Ф. Иоффе РАН,  
С.Петербург, 194021, Политехническая 26  
E-mail: [al.bar@mail.ioffe.ru](mailto:al.bar@mail.ioffe.ru)

Эксперименты проводились на электроразрядной установке ФТИ им.А.Ф.Иоффе на трансзвуковых режимах распространения ударной волны. Такие режимы трудно поддаются численному моделированию, тем более в плазме, и вместе с тем именно эти режимы интересны для практики. Экспериментальная форма распределения давления за ударной волной в плазме существенно отличается от формы в газе без плазмы. «Двухволновая» форма в плазме позволяет надеяться на снижения затрат энергии движения газа на повышение энтропии в ударной волне, как это происходит в случае механического способа расщепления волны, например на конусных поверхностях.

Проведены эксперименты по детальному изучению распределения давления за ударной волной и скорости ударной волны при распространении её поперек положительного столба стационарного тлеющего разряда, а также в распадающейся плазме после выключения разряда, в увлажненном и осушенном воздухе, в запыленном воздухе, в атмосферном воздухе, а также в азоте и в аргоне. По сравнению с

## SESSION 10. Shock Waves

экспериментами в воздухе с перенасыщенными парами воды впервые было проведено отдельно изучение влияния увлажненности и запыленности воздуха, что дает возможность анализа влияния.

Эксперименты в различных видах воздуха и эксперименты в распадающейся плазме важны для практического использования эффекта. Эксперименты в азоте и в аргоне нужны для сравнения и, в итоге, для понимания механизма эффекта, без которого трудно давать достоверные практические рекомендации.

После модернизации установки и осуществления на основе современной электронной базы оригинальной схемы ширен-метода, а также после применения современных методик обработки результатов, была существенно улучшена точность экспериментальных данных.

Было показано, что распределение давления за ударной волной во влажном и осушенном воздухе, а также при малой искусственной запыленности воздуха, мало отличаются друг от друга.

Влияние влажности отчетливо проявляется в изменении положений максимумов скорости ударной волны в распределении скорости поперек положительного столба стационарного тлеющего разряда. Влияние запыленности заметно при увеличении концентрации пыли в 10 раз по сравнению с естественной запыленностью, причем влияние сильно зависит от скорости волны. Требуется более тщательное исследование влияние больших концентраций пыли на исследуемый эффект.

Из экспериментов в распадающейся плазме в осушенном и в увлажненном воздухе, в азоте и в аргоне сделан вывод, что на форму импульса давления за ударной волной влияют концентрации возбужденных состояний газов, в том числе - синглетного кислорода. Найдены времена существенной перестройки формы сигнала после выключения разряда.

## INTERACTION OF SHOCK WAVES WITH PLASMA: DETONATION OF EXPLOSIVES ON THE BASIS OF NITRO-COMPOUNDS (NITROGLYCERINE, NITROGLYCOL, TROTYL)

*Yu.L. Serov*

Ioffe Institute RAS, St.-Petersburg, Russia

195256 St-Petersburg Butlerova 13-50, Fax (812) 297-1017, [yuserov@mail.ioffe.ru](mailto:yuserov@mail.ioffe.ru)

It is known, that propagation of shock waves in plasma of air at low-speed modelling ( $V \leq 600$  m/s) even at great Mach-numbers is determined by laws of classical aerodynamics. Traditional laws of similarity at laboratory modelling of high-speed processes are based on this circumstance. At higher speeds the nonlinear dynamic properties of plasma are displayed in area of significant gradients of fields. Propagation of shock waves in plasma, and also the accompanying processes (intensity of shock waves, character of a flow of bodies, heating flows, instability of flows and shock waves) in a real situation of high-speed movement of flying devices ( $V \approx 700 \div 2600$  m/s) in air are determined by resonant nonlinear ion-acoustic interaction [1-5]. In such conditions traditional laws of similarity do not operate. In this area of speeds in a mixture of oxygen with nitrogen the basic condition of nonlinear resonant plasma dynamics which is  $1 < M_i \leq 1.63$ , connected with formation of an ion-acoustic shock wave in heavy plasma components [2-4] is realized. Other high speed plasma effects which cannot receive an explanation within a frame of classical gas dynamics are connected with nonlinear resonant dynamic properties of plasma also.

One of such effects is the gas detonation which is observed in area of ionic Mach-numbers of  $1 < M_i \leq 1.63$  [6-8] at speeds of a shock wave more than 1 km/s. At such speeds as a result of chemical reaction, photo-excitation and ionization in area of front of a shock wave plasma is formed. As the result in resonant areas of speeds there is an acceleration of a shock wave till phase speed of a soliton bunch [9]. Thus it appears, that speed limits of a gas detonation are caused by nonlinear electrodynamic interaction and coincide with the borders of existence of ion-acoustic soliton bunch which is formed in special resonances [6]. The detonation of liquid and solid explosives also takes place through a phase of decomposition and formation of gas- and plasma-like products of chemical reaction. In the report it is shown, that limits of a detonation of liquid and solid explosives are determined by nonlinear ion – acoustic interaction in a phase of plasma formation in gaseous products of decomposition. Schemes of formation of an ion-acoustic soliton bunch are considered for some of nitro-compounds (nitroglycerine, nitroglycol, trotyl). It is shown, that structure of ion-acoustic interaction is displayed in the form of a variation of speed of a detonation of explosives depending on conditions of experiment. It is known, that in experiments with one explosive various speeds of a detonation can be realized. For example, speed of a detonation of trotyl on different experimental data is  $D = 6600$  km/s or  $D = 6800 \div 7000$  km/s. According to plasma model the set of speeds of a detonation for explosives is connected with ionic structure of products of chemical decomposition at a stage of a detonation, and also with electrons, formed at impacts of the second kind with participation of metastable levels of atoms of nitrogen, carbon and oxygen. The model shows, that for example the detonation of trotyl is realized through a metastable level of atom of nitrogen  $N_{met}^*$  ( $E=2,38$  eV) at participation of ions  $O^+$  ( $D = 6,55$  km/s),  $CH^+$  ( $D = 6,85$  km/s),  $C^+$  ( $D = 7,1$  km/s). The detonation of nitroglycerine is realized through a metastable level of atom of oxygen  $O_{met}^*$  ( $E=3,15$  eV) at participation of ions  $CH^+$  ( $D = 7,8$  km/s),  $C^+$  ( $D = 8,15$  km/s). The nature of a low-speed detonation ( $D = 1000 \div 3000$  m/s) of nitro-compounds is considered. The low-speed detonation of nitro-compounds can be connected with step population of metastable terms of molecules  $N O_{met}^*$  ( $E = 4,7$  eV) and  $O_2^*_{met}$  ( $E = 0,98$  eV) and formation of ions  $N^+$ ,  $N_2^+$ ,  $N_3^+$ ,  $N_4^+$ . In such conditions the soliton bunches can be generated and a detonation be observed in a range of  $D = 1 \div 3$  km/s.

Carried out researches have shown, that the detonation of both liquid, and solid explosive is connected with high-speed plasma processes. This phenomenon represents the acceleration of a shock wave till the maximal phase speed of an ion-acoustic soliton bunch in plasma of products of decomposition. Thus nonlinear ion-acoustic interaction is the general element not only at an abnormal flow of supersonic bodies by plasma or formation of instability of shock waves, but also in physics of a detonation.

### References

1. Р.Ф. Авраменко, А.И. Климов, Ю.Л. Серов, И.П.Явор и др.” Эффект аномального обтекания тел плазмой “. Открытие № 007. Приоритет 17.09.80. Зарегистрировано 25.12.86.
2. Yu.L.Serov. Experimental Investigation of a Supersonic Sphere Motion in Plasma on Ballistic Apparatus. Proc. 2nd Weakly Ionized Gases Workshop, Norfolk, 1998, pp.32-45.
3. V.A.Pavlov, Yu.L.Serov. Supersonic Motion of a Body in Weakly Ionized Plasma: Phenomena of Trans-Ion- Acoustic Plasma Dynamics. 3rd Weakly Ionized Gases Workshop, Norfolk, 1999, AIAA-99-4852.
4. V.A.Pavlov. Ion-Acoustic "Houston's Horse" Effect. Plasma Physics Reports, 2000, V.26, No.6, pp.507-511.



5. Yu.L. Serov. Ion-Acoustic Model of Instability of Strong Shock Waves. J. Actual Problems of Aviation and Aerospace Systems. Kazan-Daytona Beach. №2(18), 2004, pp.49- 55.
6. Y.L. Serov. Dynamic resonances in ionized, reacting and detonating mediums. Actual problems of the Russian astronautics. Materials of XXX Academic Readings on Astronautics. Moscow, January 2006, Commission of the Russian Academy of Science, pp.133-134. (in Russian).
7. V.A. Pavlov, Yu.L. Serov. PLASMA MODEL OF DETONATION – I: THEORETICAL DESCRIPTION OF PLASMA DETONATION. Proc. of 7th Workshop on Magneto-Plasma Aerodynamics. Moscow, Russia, March 27-29, pp. 250-256, 2007.
8. V.A. Pavlov, Yu.L. Serov. PLASMA MODEL OF DETONATION – II: Nonlinear interaction and limits of propagation of a detonation in combustible gas mixtures. Proc. of 7th Workshop on Magneto-Plasma Aerodynamics. Moscow, Russia, March 27-29, pp. 257-262, 2007.
9. Yu.L. Serov. Nonlinear plasma dynamics: ion - acoustic instability and acceleration of shock waves in plasma of argon. Proc. of 3d Simposium “Thermochemical processes in plasma aerodynamics” July 28 – 31, 2003.

### **ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ УДАРНЫХ ВОЛН С ПЛАЗМОЙ: ДЕТОНАЦИЯ ВЗРЫВЧАТЫХ ВЕЩЕСТВ НА ОСНОВЕ НИТРОСОЕДИНЕНИЙ (НИТРОГЛИЦЕРИН, НИТРОГЛИКОЛЬ, ТРОТИЛ)**

*Ю.Л.Серов*

ФТИ им. А.Ф. Иоффе РАН, Санкт-Петербург

Известно, что распространение ударных волн в плазме воздуха при малоскоростном моделировании ( $\leq 600$  m/s) даже при больших числах Маха определяется законами классической аэродинамики. На этом обстоятельстве основаны законы подобия при лабораторном моделировании высокоскоростных процессов. При более высоких скоростях в области значительных градиентов полей проявляются нелинейные динамические свойства плазмы. Распространение ударных волн в плазме, а также связанные с этим процессы (интенсивность ударных волн, характер обтекания тел, тепловые потоки, неустойчивость течений и ударных волн) в реальной ситуации высокоскоростного движения в воздухе летательных аппаратов ( $V=700 \div 2600$  m/s) определяются резонансным нелинейным ионно-звуковым взаимодействием [1-5]. В таких условиях традиционные законы подобия не действуют. В этой области скоростей в смеси кислорода с азотом реализуется основное условие нелинейной резонансной плазмодинамики  $1 < M_i \leq 1,63$ , связанное с образованием ионно-звуковой ударной волны в тяжёлых плазменных компонентах [2-4]. Поэтому проблему высокоскоростного движения ударных волн в газо-плазменной среде следует рассматривать с позиции электродинамики и нелинейной акустики. С нелинейными резонансными динамическими свойствами плазмы связаны и другие высокоскоростные плазменные эффекты, которые не могут получить объяснение в рамках классической газовой динамики.

Одним из таких эффектов является газовая детонация, которая наблюдается в области ионных чисел Маха  $1 < M_i \leq 1,63$  [6-8] при скоростях ударной волны более 1 км/сек. При таких скоростях в результате химической реакции, фотовозбуждения и ионизации в области фронта ударной волны образуется плазма и в резонансных областях скоростей происходит ускорение ударной волны до фазовой скорости



солитонного сгустка [9]. Таким образом оказывается, что скоростные пределы газовой детонации обусловлены нелинейным электродинамическим взаимодействием и совпадают с границами существования ионно-звукового солитонного сгустка, который формируется в особых резонансах [6]. Детонация жидких и твердых взрывчатых веществ также проходит через фазу разложения и формирования газо- и плазмообразных продуктов химической реакции. В докладе показано, что пределы детонации жидких и твердых взрывчатых веществ определяются нелинейным ионно – звуковым взаимодействием в фазе плазмообразования в газообразных продуктах разложения. Рассматриваются схемы образования ионно – звукового солитонного сгустка для ряда нитросоединений (нитроглицерин, нитроглицоль, тротил). Показано, что структура ионно – звукового взаимодействия проявляется в виде вариации скорости детонации взрывчатых веществ в зависимости от условий эксперимента. Известно, что в экспериментах с одним взрывчатым веществом могут реализоваться различные скорости детонации. Например, скорость детонации тротила по разным экспериментальным данным составляет  $D = 6600$  km/s,  $D = 6800 \div 7000$  km/s. Согласно плазменной модели набор скоростей детонации для взрывчатых веществ связан с ионным составом продуктов химического разложения на стадии детонации, а также с электронами, образовавшимися при ударах второго рода с участием метастабильных уровней атомов азота, углерода и кислорода. Модель показывает, что, например, детонация тротила реализуется через метастабильное состояние атома азота  $N_{met}^*$  ( $E = 2,38$  eV) при участии ионов  $O^+$  ( $D = 6,55$  km/s),  $CH^+$  ( $D = 6,85$  km/s),  $C^+$  ( $D = 7,1$  km/s). Детонация нитроглицерина реализуется через метастабильное состояние атома кислорода  $O_{met}^*$  (3,15 eV) при участии ионов  $CH^+$  ( $D = 7,8$  km/s),  $C^+$  ( $D = 8,15$  km/s). Рассмотрена природа малоскоростной детонации нитросоединений ( $D = 1000-3000$  m/s). Малоскоростная детонация нитросоединений может быть связана со ступенчатым заселением метастабильных термов молекул  $NO_{met}$  ( $E = 4,7$  eV) и  $O_{2met}$  ( $E = 0,98$  eV) и образованием ионов  $N^+$ ,  $N_2^+$ ,  $N_3^+$ ,  $N_4^+$ . В таких условиях могут сформироваться солитонные сгустки и наблюдаться детонация в диапазоне скоростей  $1 \div 3$  km/s.

Проведённые исследования показали, что детонация как жидких, так и твёрдых взрывчатых веществ связана с высокоскоростными плазменными процессами. Это явление представляет собой ускорение ударной волны до максимальной фазовой скорости ионно-звукового солитонного сгустка в плазме продуктов разложения. Таким образом нелинейное ионно-звуковое взаимодействие является важным общим элементом не только при аномальном обтекании сверхзвуковых тел плазмой или развитии неустойчивости ударных волн, но и в физике детонации.

## THE ROLE OF INSTABILITIES AND VORTICES IN INTERACTION OF HEAT INHOMOGENEITIES WITH SUPERSONIC BLUNT BODY

**Olga Azarova**

*Dorodnicyn Computing Center of RAS, Moscow, Russia*

**Yuri Kolesnichenko**

*Institute of High Temperatures RAS, Moscow, Russia*

**Doyle Knight**

*Rutgers, The State University of New Jersey, US*

The results of numerical modeling of the interaction of shock layer with heat inhomogeneities on the base of the Euler system of equations are presented. The statements of the problems are initiated by the research in the field of flow/flight control via MW energy supply into a supersonic flow [1]. The heat inhomogeneities are supposed to have a shape of heat rarefied channels. Infinite and bounded length (duration) channels are under consideration. Mach numbers of the oncoming flow were equal to 1.89 and 3, gas rarefaction degree in the channels was equal to 0.3-0.6. Mechanisms of generation and dynamics of instabilities are pointed out. Drag force decrease and increase for symmetrical and asymmetrical channel location relatively the body are analyzed, too. Mechanisms of these effects are shown to connect with the vortices generation inside the shock layer [1, 2]. Comparison with experimental results has been made. Two-dimensional cylinder analog of the difference scheme [3] is used.

### References

1. Yu. F. Kolesnichenko, V.G. Brovkin, O.A. Azarova, V.G. Grudnitsky et al. Microwave Energy Release Regimes for Drag Reduction in Supersonic Flows // Paper AIAA-2002-0353. P.1-13.
2. Doyle Knight, Olga Azarova, Yuri Kolesnichenko. On Details of Flow Control via Characteristics and Location of Microwave Filament During Its Interaction with Supersonic Blunt Body // Paper AIAA-2009-847. P.1-21.
3. V.G. Grudnitsky, Yu. A. Prohorchuk. One Approach to Constructing Difference Schemes with Arbitrary Order of Approximation of Differential Equations in Partial Derivatives // Dokl. AN SSSR, 1977, v. 234, №6. P.1249-1252.

## О РОЛИ НЕУСТОЙЧИВОСТЕЙ И ВИХРЕЙ ПРИ ФОРМИРОВАНИИ ОБТЕКАНИЯ ЗАТУПЛЕННЫХ ТЕЛ СВЕРХЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ, СОДЕРЖАЩИМ ТЕПЛОВЫЕ НЕОДНОРОДНОСТИ

**О.А. Азарова**

*ВЦ РАН Москва, Россия*

**Ю.Ф. Колесниченко**

*ОИВТ РАН Москва, Россия*

**Doyle Knight**

*Rutgers, The State University of New Jersey, US*

Представлены результаты численного моделирования взаимодействия ударного слоя с тепловыми неоднородностями на основе системы уравнений Эйлера. Постановки задач инициированы исследованиями в области управления сверхзвуковым обтеканием посредством введения СВЧ энергии в набегающий поток [1]. Рассматриваются тепловые неоднородности в виде разогретых разреженных каналов, бесконечные (постоянно действующие источники энергии) и ограниченной длины. Числа Маха набегающего потока равнялись 1.89 и 3, степень разреженности газа в канале

варьировалась от 0.3 до 0.6. Приведены механизмы зарождения и динамика развития неустойчивостей. Установлены механизмы понижения и повышения силы лобового сопротивления при симметричном и асимметричном расположении источника энергии относительно тела, связанные с воздействием зарождающихся внутри ударного слоя вихрей [1, 2]. Проводится сравнение с имеющимися экспериментальными данными. В расчетах используется двумерный цилиндрический аналог разностной схемы [3].

## ABSORPTION MODES OF POWER LASER RADIATIONS IN AIR IN A MODE OF LIGHT DETONATION

*Pirogov S.Yu., Yuriev A.S., Belyanin D.G.*  
MSA by A.F. Mozhaysky, St.-Petersburg, Russia

On paths of a solution of a problem of an effective energy supply for a decrease of bodies drag on super- and hypersonic velocities the necessity of maintenance of his localization lies, i.e. maintenance is strict given on time, space and power of energy supply.

Among different ways of implementation power supply in super- and hypersonic flows, or in a stationary air before a body the soul interest introduces a laser radiation. The laser radiation can be occluded in air in a mode of optical discharge, light detonation mode and slow combustion mode. Thus to problems of light detonation mode application for absorption of a laser radiation in problems of a decrease of a wave drag not enough attention is given.

In this paper within the framework of model inviscid, perfect, equilibrium, radiating air the numerical research time-space gasdynamics of frames of plasma formations arising at light detonation mode absorption of a laser radiation was investigated[1].

The numerical results are compared to experimental data of other writers.

Is rotined, that at decreasing air density appear a discontinuous alteration of light detonation wave speed, that is conditioned by change of an optical behaviour of hot air in front of light detonation wave. Thus the laser radiation is occluded not in a flake, and in an extended volume behind front of light detonation wave comparable on the size about a dia of a laser beam. At further decreasing of density the light detonation mode will not be realised. Density of air, at which one ceases to be realized light detonation mode corresponds to altitudes about 28 kilometers above sea level.

Also is rotined, that at a decrease of density of air the compression ratio of gas in light detonation wave decreases. Therefore the light detonation wave degenerates from light detonation wave in radiation wave.

On the basis of the analysis of numerical outcomes the relations of rate of propagation light detonation wave are obtained depending on intensity of a laser radiation and density of air.

Is rotined, that with the help of light detonation mode of a laser radiation absorption it is possible to receive extended channels underdense, the life time makes which one about 1 seconds. Such channels can be used for a decrease of a wave drag of bodies driving with super- and a hypersonic velocity.

1. Belyanin D.G., Pirogov S.Y., Yuriev A.S. (Mozhaiski Space Engeering Universiti, St.-Petersburg), Leonov S.V. (IVTRAN), Ryzhov E.V. (JSCompany "EKA", Moscow). Plazma-Gasdynamic Structure of Light-Detonation Wave at Absorption of Powerful Laser Radiation in Air. / The 7<sup>th</sup> international workshop on magnetoplasma aerodynamiks. Russian academy of sciences. Moscow 17April – 19Aipril 2007.

## РЕЖИМЫ ПОГЛОЩЕНИЯ МОЩНОГО ЛАЗЕРНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ В ВОЗДУХЕ В РЕЖИМЕ СВЕТОВОЙ ДЕТОНАЦИИ

Пирогов С. Ю., Юрьев А. С., Белянин Д. Г.

ВКА им. А. Ф. Можайского, Санкт-Петербург, Россия

На пути решения проблемы эффективного использования энергоподвода для снижения лобового сопротивления тел на сверх- и гиперзвуковых скоростях лежит необходимость обеспечения его локализации, т.е. обеспечения строго заданного по времени, пространству и мощности энергоподвода.

Среди различных способов реализации энергоподвода в сверх- и гиперзвуковые потоки, или в неподвижный воздух перед телом особый интерес представляет лазерное излучение. Лазерное излучение может поглощаться в воздухе в режиме оптического разряда, светодетонационной волны и волны медленного горения. При этом вопросам применения светодетонационного режима поглощения лазерного излучения в задачах снижения волнового сопротивления уделено недостаточно внимания.

В работе в рамках модели невязкого, совершенного, равновесного, излучающего воздуха выполнено численное исследование пространственно-временных газодинамических структур плазменных образований, возникающих при светодетонационном поглощении лазерного излучения [1].

Численные результаты сравниваются с экспериментальными результатами других авторов.

Показано, что при уменьшении плотности воздуха прорисходит скачкообразное изменение скорости движения светодетонационной волны, что обусловлено изменением оптических свойств горячего воздуха во фронте светодетонационной волны. При этом лазерное излучение поглощается не в тонком слое, а в протяженном объеме за фронтом светодетонационной волны, сопоставимом по размеру с диаметром лазерного луча. При дальнейшем уменьшении плотности происходит срыв режима, т.е. светодетонационный режим не реализуется. Плотность воздуха, при которой перестает реализовываться светодетонационный режим соответствует высотам порядка 28 километров над уровнем моря.

Также показано, что при снижении плотности воздуха степень сжатия газа в светодетонационной волне уменьшается. Поэтому светодетонационная волна вырождается из светодетонационной в радиационную.

На основе анализа численных результатов получены зависимости скорости распространения светодетонационной волны в зависимости от интенсивности лазерного излучения и плотности воздуха.

Показано, что с помощью светодетонационного режима поглощения лазерного излучения можно получать протяженные каналы пониженной плотности, время существования которых составляет порядка 1 с. Такие каналы могут использоваться для снижения волнового сопротивления тел, движущихся со сверх- и гиперзвуковой скоростью.

## SYSTEM FOR PARTICLES PARAMETERS MEASUREMENT IN HIGH-SPEED HETEROGENEOUS PLASMA STREAMS

*S. V. Gorjachev, E. H. Isakaev, V. N. Senchenko, V. F. Chinnov, V. V. Shcherbakov*  
Joint Institute for High Temperatures RAS, [psst@iop.org](mailto:psst@iop.org)

The most important parameters of particles in heterogeneous plasma streams are: their sizes, temperature and speed. The measuring system developed with reference to a problem of a plasma spraying, allows controlling in a real time mode key parameters of spraying particles: temperature, speed, the individual sizes of separate particles in sub- and a supersonic plasma stream. And on statistically average sizes the system can supervise process of thermal plasma spraying [1] or other process of interaction of a heterogeneous stream with a target.

System uses specific CCD matrix which provides high sensitivity in infra-red spectral area that allows to register the image of the plasma stream loaded by particles with an exposition 3 – 100  $\mu$ s. Step-by-step digitizing of signals from CCD matrix gives values of intensity of radiation in each element of a matrix which are used for definition of temperature, speed and diameter of a particle. The temperature of particles in a range 1000 – 3000°C is defined on average intensity of radiation of a track which is measured in a narrow spectral range. The range of measured speeds is within 100 – 1200 m/s, the minimum registered size of a particle is 10  $\mu$ m.

The original mathematical algorithms developed for processing in real time of 12 bit grey images, with special calibration allow measuring speed with accuracy 1-2 % and brightness temperature of particles with accuracy 2-4 %. Results of tests have shown that the system possesses good sensitivity to changes of particles parameters in the course of a spraying (a current of an arc, the expense of a powder of aluminum dioxide, the expense and type plasma gas etc.) which influence temperature and speed spraying particles.

To determinate key parameters of a moving particle (brightness temperatures, diameter and speed) from the received digitized images of tracks the special software which allows to recognize automatically in real time "good" particles and to define their sizes with subpixel accuracy is developed.

On installation for a thermal spraying with use plasmatron with extending anode channel measurements of speed and temperature of particles in the established subsonic mode and in a mode of plasmatron current change have been made. Speed of particles in the established subsonic mode (particles  $\text{Al}_2\text{O}_3$  with the size 40-60  $\mu$ m were investigated) changes in a range from 100 to 350 m/s depending on a current of an arc, expenses plasma and transporting gases. There are begun researches of the supersonic flow of heterogeneous plasma in the chamber with lowered pressure. Work is performing with RFBR support under the project № 08-07-00252.

### References.

1. V.N.Senchenko, V.S.Dozhnikov, TEMPERATURE: Its Measurement and Control in Science and Industry; Volume VII; Eighth Temperature Symposium, Chicago, Illinois (USA), 21-24 October 2002, pp. 831-836

## СИСТЕМА ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ЧАСТИЦ В ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ГЕТЕРОГЕННЫХ ПЛАЗМЕННЫХ ПОТОКАХ

*С. В. Горячев, Э. Х. Исакаев, В. Н. Сенченко, В. Ф. Чиннов, В. В. Шербаков*  
Объединенный институт высоких температур РАН, [psst@iop.org](mailto:psst@iop.org)

Наиболее важными параметрами частиц в гетерогенных плазменных потоках являются: их размеры, температура и скорость. Измерительная система, разработанная применительно к задаче плазменного напыления, позволяет в режиме реального времени контролировать основные параметры напыляемых частиц: температуру, скорость, индивидуальные размеры отдельных частиц в до- и сверхзвуковом плазменном потоке. А по статистически усредненным величинам система может контролировать процесс плазматермического напыления [1] или иной процесс взаимодействия гетерогенного потока с мишенью.

В системе используется специальная ПЗС матрица, которая обеспечивает высокую чувствительность в инфракрасной спектральной области, что позволяет регистрировать изображение загруженной частицами плазменной струи с экспозицией 3 – 100 мкс. Поэлементное оцифровывание сигналов ПЗС матрицы дает значения интенсивности излучения в каждом элементе матрицы, которые используются для определения температуры, скорости и диаметра частицы. Температура частиц в диапазоне 1000 – 3000°C определяется по средней интенсивности излучения трека, которая измеряется в узком спектральном диапазоне. Диапазон измеряемых скоростей лежит в пределах 100-1200 м/с, минимальный регистрируемый размер частицы составляет 10 мкм.

Оригинальные математические алгоритмы, разработанные для обработки в реальном времени 12 битных серых изображений, в комбинации со специальной калибровкой позволяют измерять скорость с погрешностью  $\pm 1-2\%$  и яркостную температуру частиц с погрешностью  $\pm 2-4\%$ . Результаты испытаний показали, что система обладает хорошей чувствительностью к изменениям параметров частиц в процессе напыления (тока дуги, расхода порошка двуокиси алюминия, расхода и типа плазмообразующего газа и т.д.), которые влияют на температуру и скорость напыляемых частиц.

Для выявления основных параметров летящей частицы (яркостной температуры, диаметра и скорости) из полученных оцифрованных изображений треков разработано специальное математическое обеспечение, которое позволяет в реальном времени автоматически распознавать “хорошие” частицы и определять их размеры с субпиксельной точностью.

На установке для термического напыления с использованием плазматрона с расширяющимся анодным каналом были проведены измерения скорости и температуры частиц в установившемся дозвуковом режиме и в режиме изменения тока плазматрона. Скорость частиц в установившемся дозвуковом режиме (исследовались частицы  $Al_2O_3$  размером 40-60 мкм) изменяется в пределе от 100 до 350 м/с в зависимости от тока дуги, расходов плазмообразующего и транспортирующего газов. Начаты исследования сверхзвукового истечения гетерогенной плазмы в камеру с пониженным давлением. Работа выполнена при поддержке РФФИ по проекту № 08-07-00252.

## ON A PROBLEM OF CONVERGING SHOCK WAVE STABILITY IN THERMODYNAMICALLY NON-IDEAL MEDIA

*A.V. Konyukhov, A.P. Likhachev, V.E. Fortov*

Joint Institute for High Temperatures, Russian Academy of Sciences

Converging shock waves are used for various scientific and engineering applications to provide strong matter compression up to high pressures and temperatures. The problem of their stability has long since been the focus of interest of researchers due to its practical importance but its study was usually conducted for thermodynamically normal media. At the same time it is clear the compressed matter becomes strongly non-ideal and their thermodynamic properties may be abnormal as shock wave is approached to the convergence center. The paper presented is devoted to numerical study of the stability of converging shock waves in media with arbitrary thermodynamic properties taking into account their possible abnormality.

The simulation has been conducted using the TVD finite difference scheme and Glaister's type approximate Riemann solver. The model and real equations of state has been used in calculations. The behavior of the converging shock waves in the regions of their ambiguous representation and the neutral stability has been studied. The peculiarities of the problem considered connected with the shock wave convergence have been analyzed. The dependence of the final compression value from the initial shock wave intensity (i.e., its position on Hugoniot curve) has been investigated.

## К ПРОБЛЕМЕ УСТОЙЧИВОСТИ СХОДЯЩИХСЯ УДАРНЫХ ВОЛН В ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИ НЕИДЕАЛЬНЫХ СРЕДАХ

*А.В. Конюхов, А.П. Лихачев, В.Е. Фортков*

Объединенный институт высоких температур, РАН

Сходящиеся ударные волны используются во многих научных и инженерных приложениях для сильного сжатия вещества до высоких значений давления и температуры. В силу практической важности проблема их устойчивости давно находится в центре внимания исследователей, но ее анализ обычно ограничивается нормальными в термодинамическом смысле средами. В то же время очевидно, что по мере схождения ударной волны к центру сжимаемая среда становится существенно неидеальной, а ее термодинамические свойства могут быть аномальными. Представленная работа посвящена численному исследованию устойчивости сходящихся ударных волн в средах с произвольными термодинамическими свойствами с учетом их возможной аномальности.

Моделирование проводилось с использованием TVD конечноразностной схемы и близкого к предложенному Глайстером приближенного алгоритма решения задачи о распаде разрыва. В расчетах использовались модельное и реальные уравнения состояния. Было проведено исследование поведения сходящихся ударных волн в областях их неоднозначного представления и нейтральной устойчивости. Проведен анализ особенностей рассматриваемой проблемы, связанных со схождением ударных волн, изучена зависимость величины конечного сжатия от начальной интенсивности задаваемой ударной волны (ее положения на ударной адиабате).

## RESEARCH OF A BALL LIGHTNING IN THE FIELD OF ITS ORIGIN AND ABNORMAL PASSAGE OF A BALL LIGHTNING THROUGH ABSORBERS

*A.G.Oreshko*

Moscow Aviation Institute (Technical University). Volokolamskoye Shosse 4, 125871 Moscow, Russia. E-mail:  
[Oreshko\\_Alex@mail.ru](mailto:Oreshko_Alex@mail.ru)

A ball lightning phenomenon has attracted attention of researchers for a quarter of millennium. A great number of papers are dedicated to this phenomenon, where efforts are made to give a theoretical explanation to causes of its generation, structure and essential lifetime. A common feature for all models is the fact that ball lightnings are generated at an electrical discharge in the atmosphere. In a number of cases they were observed even on board an aircraft. It should be noted that aircraft powerplant parameters considerably give in to those of an electric discharge that takes place in the atmosphere. A cause of a ball lightning appearance inside an aircraft remains unclear.

The experiments were carried out at “Prometeus” test installation. The installation for large ball lightning generation comprises main and auxiliary capacity storage, a discharge cell, diagnostics means, high-voltage sources and commutation units. Cell commutation was effected by a plasma gun actuated by a start unit on the basis of a high-voltage thyatron TGI-325/16. A discharge cell was two type domaintrons designed by the author. The main objective in developing domaintrons was to obtain a high factor of electric energy conversion stored in the capacitor to electromagnetic radiation energy. A principle of domaintron operation is based on the effect of energy conversion to electromagnetic radiation experimentally discovered and theoretically substantiated by author.

At the tests a standard set of diagnostics means was used that was usually admitted in high-current pulse electronics. The voltage applied to cell electrodes was measured by ohmic divisor, pulse current – by means of Rogovsky loop. A discharge current was always more than a few tens of kiloampere. There was luminescence registration with space and time resolution made. X-ray and microwave radiation were also registered. A longitudinal component of fast particles energy in the zone of propagation is 100 keV. With a ventilation orifice open in the field of a laboratory ceiling a ball lightning was tending to enter that orifice. In case of a grounded hanging downward metal wire installed at the ceiling a ball lightning collapsed at the contact with it. With a glass sheet 7 mm thick placed at the distance of 120 cm from a domaintron plane transverse to ball lightning motion direction, its passage through the glass was seen. A ball lightning obtained has properties, which typical for ball lightnings existing in Nature. By method of sequential approximations and search a phenomenon was a success to reproduce that is present in atmospheric electric discharges.

Plexiglas, textolite and aluminum absorbers were also installed. In every case the intensity of luminosity reduction was observed after passage a ball lightning through an absorber. The experiments of passing through aluminum 2 mm thick allowed to determine an azimuth electron energy of an external ringular layer of a ball lightning equal to approximately 350 keV. Ball lightning absorber penetration experiments give ground to believe that a value of azimuth velocity component is sufficient for balance force function and considerable lifetime. Maximum velocity is typical for electrons in the equatorial part of a ringular layer. The electron current in an external ringular layer is considerably surpassing the ion one and gives birth to poloidal magnetic field. An effect of ball lightning passage through absorbers is explained



## ИССЛЕДОВАНИЕ ШАРОВОЙ МОЛНИИ В ОБЛАСТИ ЕЕ ЗАРОЖДЕНИЯ И АНОМАЛЬНОЕ ПРОХОЖДЕНИЕ ШАРОВОЙ МОЛНИИ ЧЕРЕЗ ПОГЛОТИТЕЛИ

*А.Г.Орешко*

Московский авиационный институт (технический университет). Волоколамское шоссе, 4, Москва,  
Россия. E-mail: [Oreshko\\_Alex@mail.ru](mailto:Oreshko_Alex@mail.ru)

Явление шаровой молнии привлекает внимание исследователей четверть тысячелетия. Большое число работ посвящено этому феномену в которых сделаны усилия, чтобы дать теоретическое объяснение случаев ее генерации, структуры и значительного времени жизни. Общая особенность всех моделей состоит в том, что шаровые молнии генерируются в электрических разрядах в атмосфере. В ряде случаев они наблюдались даже на борту самолетов. Следует отметить, что параметры энергоустановок самолета значительно отличаются от параметров в электрическом разряде в атмосфере. Причина появления шаровой молнии внутри самолета остается не выясненной.

Эксперименты выполнялись на установке “Прометей”. Установка для генерации больших шаровых молний состоит из основного и вспомогательного емкостных накопителей, разрядной ячейки, средств диагностики, источников высокого напряжения и блоков запуска. Коммутация разрядной ячейки осуществлялась плазменной пушкой, которая запускалась с помощью блока пуска на основе тиратрона ТГИ1-325/16. В качестве разрядной ячейки использовались два типа доменотронов, которые сконструированы автором. Основная цель при создании доменотронов заключалась в получении высокого коэффициента преобразования энергии в накопителе в энергию электромагнитного излучения.

Принцип действия доменотрона основан на эффекте конверсии энергии в электромагнитное излучение, который был экспериментально обнаружен и теоретически объяснен автором.

В экспериментах использовался стандартный набор средств диагностики, который принято использовать в сильноточной импульсной электронике. Приложенное к электродам ячейки высокое напряжение измерялось омическим делителем, импульс тока – посредством пояса Роговского. Разрядный ток всегда превышал несколько десятков килоампер. Регистрировалось свечение плазмы с временным и пространственным разрешением. Рентгеновское (тормозное) и СВЧ – излучение также регистрировались. Продольная компонента энергии быстрых частиц в зоне распространения равна 100 кэВ. При открытом вентиляционном отверстии в зоне потолка шаровая молния пытается войти в отверстие. В случае установленного на потолке и направленного вниз заземленного металлического провода шаровая молния разрушается при контакте с проводом. При установке листа стекла толщиной 7 мм на расстоянии 120 см от плоскости доменотрона перпендикулярно к направлению движения шаровой молнии, наблюдается ее прохождение через стекло. Полученная шаровая молния имеет свойства, которые характерны для шаровых молний наблюдаемых в Природе. Методом последовательных приближений и поиска было успешно воспроизведено явление, которое имеется в атмосферных электрических разрядах.

Устанавливались также поглотители из плексигласа, текстолита и алюминия. В каждом случае наблюдалось снижение интенсивности свечения после прохождения шаровой молнии через поглотитель. Эксперименты по прохождению через поглотитель из алюминия толщиной 2 мм позволили определить азимутальную энергию электронов в кольцевом наружном слое шаровой молнии, которая приблизительно равна 350 кэВ.

Эксперименты по прохождению шаровой молнии через поглотители дают основания полагать, что значение азимутальной компоненты скорости является достаточным для баланса сил и значительного времени жизни. Максимум скорости имеют электроны в экваториальной части кольцевого слоя. Электронный ток во внешнем кольцевом слое значительно превосходит ионный и порождает полоидальное магнитное поле. Объясняется эффект прохождения шаровой молнии через поглотители.

### ONE MORE NON-THERMAL SPACECRAFT DESIGN SCHEME

© *Valentine A. Belokogne, Moscow, Russia 2008*

Academia Cosmonautica, RANS, ICAD RAS, Academy of Futures Research

[ioran@ocean.ru](mailto:ioran@ocean.ru)

As far as the conditions  $B^2/8\pi \gg nkT$  are realizable, the non-thermal machines are feasible in general, and in the form of “cold” rocket systems in particular.

Let imagine the break off some material block into two subblock of the same mass, and the same “exhaust” velocity  $V$ , and then one of the blocks (“head”) fished with the same scenery, i.e. to fly with the velocity (in our inertial system)  $2V$  and so on ..... latest “head” accelerated to velocity  $KV \equiv U$ .

We have here ariphmetic progression for the velocity, an geometric one for the mass, evidently.

Then, by the mathematical induction we have  $U = V \log_2[m(t=0)/m(t)]$ , {like on Ciolkovsky} i.e. rocket with the higher efficienely than traditional, and accelerated periodically by the MHD “explosions” of  $B^2/8\pi$ .

### ПРИМЕР НЕТЕПЛОВОЙ РАКЕТЫ

© *В.А. Белоконь, Москва, Россия*

<Академия Космонавтики РАЕН, Институт Океанологии РАН>

[belok@pisem.net](mailto:belok@pisem.net)

В связи с процессами, происходящими при  $B^2/8\pi \gg nkT$ , представляется реализуемой «холодная» ракета следующего класса.

Вообразим последовательные акты раскалывания пополам блоков, разбрасываемых в противоположные стороны со скоростями «выхлопа»  $\pm$  , причём в заданном направлении идущий крайним блок снова и снова раскалывается (за счёт включения раскалываемого магнитного давления  $B^2/8\pi$ ), вплоть до получения к-того («полезный груз»), приобретающего указанным способом скорость  $k \equiv$  .

Таким образом, скорость набирается в арифметической прогрессии, а ускоряемая масса  $m(t)$  возрастает экспоненциально, откуда получается специфическая модификация формулы Циолковского  $U \equiv V \log \{m(t=0)/m(t)\}$ .

Такая ракета обладает повышенным КПД.

## ON THE REFINED ASSESSMENT OF THE ONE-PHOTON ENTROPY

© *Valentine A. Belokogne, Moscow, Russia 2008*

Academia Cosmonautica, RANS, ICAD RAS, Academy of Futures Research

[ioran@ocean.ru](mailto:ioran@ocean.ru)

The unique peculiarity of any photon, belonged to electromagnetic radiation in heat equilibrium, consists in the temperature independence (asile of 0°K) for the mean one-photon entropy.

$\{S(N)/\langle N \rangle\}_{\text{photon}} = S(N)/\langle \delta N \rangle \approx 3.6k \Rightarrow N \neq \text{const} (!)$  – remarkable (i.e. ecologically) entropy single one step quantization.

Meanwhile the one-molecular entropy of the Boltzmann heat equilibrium gas ( $N = \text{const}$ ):

$(S/N)_{\text{Boltz}} \sim k \ln\{T^{1/2} ( \ /N)^{1/3} /h\} \rightarrow \infty$  at  $T \rightarrow \infty$ .

Instead of forever interacting material (i.e. of Boltzmann) molecules, the photons are noninteracting mutually (in spite of Einstein **position** [1909]) – until the light intensity  $I \leq 10^{22-24} \text{ W/cm}^2$ .

Therefore, the photon entropy appears (and decreases) only by an «external» factors.

The novel hi-tech process of photon entropy transfer – the laser cooling (especially by the coherent and zero-temperature part of a laser beam) is very interesting for a flying machines aerodynamics (author and Alexander Karaboutov [1992], andalso with Oleg Rudenko and Rem Khokhlov [1977]). This technology is fundamentally connected with mentioned photon physics deserved the following piece of the principles in statistical thermodynamics (Terrel Hill [1960], Bose [1923], Plank [1900]):

$E_{\text{phot}} \equiv (3/4) ST = 3pV = (48\pi hc) (kT/hc)^4 \zeta(4);$

$\langle N \rangle_{\text{phot}} = 16\pi\zeta(3)(kT/hc)^3 V$ , where Riemann functions  $\zeta(3) = 1.2020569032$ ,  $\zeta(4) = \pi^4/90 \Rightarrow S/\langle N \rangle k = 4\zeta(4)/\zeta(3) = (6/5)(\pi^4/27)/\zeta(3) \equiv 3.6015707...$

## УТОЧНЕНИЕ ОЦЕНКИ УДЕЛЬНОЙ (THE MEAN ONE-PHOTON) ЭНТРОПИИ КВАНТОВ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО ПОЛЯ ПРИ ЛОКАЛЬНОМ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКОМ РАВНОВЕСИИ

© *Валентин А. Белоконь, Москва, Россия 2008*

< Академия Космонавтики, РАЕН, Институт океанологии РАН >

[belok@pisem.net](mailto:belok@pisem.net)

Уникальная фундаментальная особенность квантов, локально равновесного (LTE) электромагнитного излучения (как и иных безмассовых бозонов в тепловом равновесии – фоонов и т.д.) состоит в температурной независимости средней однофотонной энтропии. Соответствующий «одноступенчатый» квант энтропии такого излучения равен

$$\{S(N_{\text{phot}})/\langle N \rangle\} = \{S/ \langle \delta N \rangle\}_{\text{phot}} \approx 3.6k,$$

т.е. температурно инвариантен (до  $T=0^\circ\text{K}$ ) – в отличие от средней одномолекулярной энтропии фермионов и частиц больцмановой статистики. Более того, в противоположность взаимодействующим «материальным» частицам у фотонов взаимодействие практические не проявляется до  $\approx 10^{23-24} \text{ Вт/см}^2$ , т.е. их энтропия генерируется «внешними причинами». Новым механизмом энтропизации фотонов (т.е. соответствующего «фазового перемешивания») является лазерное охлаждение сред, отдающих свою энтропию абсолютно холодной ( $0^\circ\text{K}$ ) когерентной ( $S_{\text{phot}}=0$ )

составляющей лазерного луча. Это актуально для аэродинамики (автор и Александр Карабутов: МГУ 1992).

Численное значение фундаментальной величины фотонного кванта энтропии, теряемого при лазерной генерации и приобретаемого при лазерном охлаждении следует из теорий Планка [1900] и Бозе [1923]:

$$\begin{aligned} E_{\text{plank}} &= 3ST/4 = 3pV = 48\pi(kT)^4 V \zeta(4)/(hc)^3; \\ \langle N_{\text{phot}} \rangle &= 16\pi \zeta(3)(kT/hc)^3 V, \\ \text{где функция Риманна } \zeta(4) &= \pi^4/90, \zeta(3) \equiv 1.2020569032 \\ \Rightarrow \{S/\langle N \rangle k\}_{\text{phot}} &= 4\zeta(4)/\zeta(3) = (6/5)(\pi^4/27)/\zeta(3) \equiv 3.6015707... \end{aligned}$$

### SHOCK - WAVE FRAMES BEFORE A BODY AT EFFECT ON FILLING HYPERSONIC FLOW COUNTER LASER RADIATION

*Yuriev A.S., Pirogov S.Yu., Filatov A.V., Typaev V.V.*  
MSA by A.F. Mozhaysky, St.-Petersburg, Russia

Within the framework of model inviscid, equilibrium, beaming gas the numerical research of hypersonic flow past of a cylindrical body with flat nose butt end is made. The effect on a ram airflow of a laser radiation was modelled by a beam with Gauss distribution of intensity, directional towards to a flow is on line to a body. The carry of radiation was allowed in a diffusive approaching. The gas dynamics equations systems was decided by Godunov method together with an equation of carry of radiation. Last was decided by a method « $\alpha$ - $\beta$ » prorates / 1 /. The nine-groups model of absorption coefficients of air was used.

As varied parameters were selected power of a laser radiation, density of air and Mach number of a undisturbed flow. In a findings of investigation of influencing of these parameters on shock layer near to a flat body a some features both in frames of shock layer, and in the process of their formation was detected. So in studied range of varied parameters was established, that at a fixed Mach number of a undisturbed flow, different powers of a laser radiation and density of air the formation of two modes of shock layers is possible:

- shock layer with a curvilinear head shockwave, internal, almost straight-line oblique shock wave and circulating zone behind it;
- shock layer with a curvilinear head shockwave and extended subsonic zone behind her with a heat and low gas density.

For number  $M=10$ , density of air in a undisturbed flow conforming altitude of 20 kms, and moderate powers of a laser radiation the formation of the marked above shock - wave frames has appeared possible only under condition of a task on an axis of a hot airflow of small ardent area with temperature  $T=1.7\text{эВ}$ . At the same time at smaller density of air, but large Mach numbers ( $M=20$ ), has appeared, that in a task of such area there is no necessity. An in this case initiation role of hot area execute gasdynamic gears, which conditioned in high temperature and density of inhibition, conforming to very large Mach numbers. The marked features can appear relevant for implementation of energy methods of control of streamlining.

1. Chetverushkin B.N. Mathematical modelling of problems of radiative-gas dynamics, M., "«Nauka", 1985.

## УДАРНО-ВОЛНОВЫЕ СТРУКТУРЫ ПЕРЕД ТЕЛОМ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ НА НАБЕГАЮЩИЙ ГИПЕРЗВУКОВОЙ ПОТОК ВСТРЕЧНОГО ЛАЗЕРНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

*Юрьев А.С., Пирогов С.Ю., Филатов А.В., Тупаев В.В.*  
ВКА им. А. Ф. Можайского, Санкт-Петербург, Россия

В рамках модели невязкого, равновесного, излучающего газа выполнено численное исследование гиперзвукового обтекания цилиндрического тела с плоским носовым торцом. Воздействие на набегающий поток лазерного излучения моделировалось лучом с гауссовским распределением интенсивности, направленным навстречу потоку соосно телу. Перенос излучения учитывался в диффузионном приближении. Система уравнений газовой динамики решалась методом С.К.Годунова совместно с уравнением переноса излучения. Последнее решалось методом « $\alpha$ - $\beta$ » прогонки [1]. Использовалась девятигрупповая модель коэффициентов поглощения воздуха.

В качестве варьируемых параметров были выбраны мощность лазерного излучения, плотность воздуха и число Маха невозмущенного потока. В результате исследования влияния этих параметров на ударный слой вблизи плоского торца был выявлен ряд особенностей как в структурах ударного слоя, так и в самом процессе их формирования. Так в исследованном диапазоне варьируемых параметров было установлено, что при фиксированном числе Маха невозмущенного потока, различных мощностях лазерного излучения и плотностях воздуха возможно формирование двух типов ударных слоев:

- ударного слоя с криволинейной головной ударной волной, внутренним, почти прямолинейным косым скачком уплотнения и циркуляционной зоной за ним;
- ударного слоя с криволинейной головной ударной волной и протяженной дозвуковой зоной за ней с высокой температурой и низкой плотностью газа.

Для числа  $M=10$ , плотности воздуха в невозмущенном потоке, соответствующей высоте 20 км, и умеренных мощностей лазерного излучения формирование отмеченных выше ударно-волновых структур оказалось возможным только при условии задания на оси набегающего потока небольшой горячей области с температурой  $T=1.7\text{эВ}$ . В то же время при меньших плотностях воздуха, но больших числах Маха ( $M=20$ ), оказалось, что в задании такой области нет необходимости. В этом случае иницирующую роль горячей области выполняют газодинамические механизмы, обусловленные высокими температурой и плотностью торможения, соответствующими очень большим числам Маха. Отмеченные особенности могут оказаться важными для реализации энергетических способов управления обтеканием.

## SHOCK - WAVE FRAME ON AN INPUT OF EXTERNAL COMPRESSION INLET AT ENERGY SUPPLY IN SUPERSONIC UNDISTURBED FLOW

*Pirogov S.Yu., Yuriev A.S., Makhrov A.S., Tupaev V.V.*  
MSA by A.F. Mozhajsky, St.-Petersburg, Russia

The fissile activities on research of influencing energy supply on aerodynamics and streamlining of perspective super- and hypersonic flight vehicles are now conducted. One of directions in the given area is the research of influencing energy supply on the characteristics of input units - inlets.

At flight on super- and hypersonic velocities application of conventional methods of control of shock - wave frame are still practically impossible.

To the present time some activities are appear, which one demonstrate a capability of control of shock - wave frame in an input unit with the help energy supply in a filling flow [1,2].

At research of influencing on flow in an input unit it is necessary to esteem two aspects. At first, application energy supply for control of streamlining of members of a design hypersonic flight vehicles, such as the nose and bearing surfaces, results in formation of a thermal layer, which one can influence flow parameters of the air intake on a design regime, and that most to worsen parameters of an input unit. Secondly, can be used as an effective enough means for regulation of activity on off-design modes.

In paper within the framework of model of ideal inviscid gas the research of influencing energy supply on shock - wave frame in an input of external compression inlet on a design regime of activity is executed.

Is rotined, that energy supply in a filling undisturbed flow can be used for change of shock - wave frame arising on an input of external compression inlet on a design mode of activity.

1. *Hong Yan, R. Adelgren, G. Elliott, D. Knight, M. Ivanov, D. Khotyanovsky, A. Kudryavtsev.* Laser Energy Deposition in Quiescent Air and Interacting Shocks // The Fourth Workshop on Magnetoplasma Aerodynamics for Aerospace Applications. Moscow 9-11 April, pp. 68-77.
2. *T.A. Bormotova, V. V. Golub, V. V. Volodin.* Comparison of Efficiency of Mechanical and Thermal Correction of Scramjet Intake // The Fourth Workshop on Magnetoplasma Aerodynamics for Aerospace Applications. Moscow 9-11 April, pp. 112-116.

### **УДАРНО-ВОЛНОВАЯ СТРУКТУРА НА ВХОДЕ ВО ВХОДНОЕ УСТРОЙСТВО ВНЕШНЕГО СЖАТИЯ ПРИ ЭНЕРГОПОДВОДЕ В СВЕРХЗВУКОВОЙ НАБЕГАЮЩИЙ НЕВОЗМУЩЕННЫЙ ПОТОК**

*С. Ю. Пирогов, А. С. Юрьев, А. С. Махров, Тупаев В.В.*  
ВКА им. А. Ф. Можайского, Санкт-Петербург, Россия

В настоящее время ведутся активные работы по исследованию влияния энергоподвода на аэродинамику и обтекание перспективных сверх- и гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА). Одним из направлений в данной области является исследование влияния энергоподвода на характеристики входных устройств.

При полете на сверх- и гиперзвуковых скоростях применение традиционных методов управления ударно-волновой структурой становится практически невозможным.

К настоящему времени выполнено несколько работ, которые показывают возможность управления ударно-волновой структурой во входном устройстве с помощью энергоподвода в набегающий поток [1, 2].

При исследовании влияния энергоподвода на течение во входном устройстве необходимо рассматривать два аспекта. Во-первых, применение энергоподвода для управления обтеканием элементов конструкции ГЛА, таких как носовая часть и несущие поверхности, приводит к образованию теплового слоя, который может повлиять на параметры течения воздухозаборника на расчетном режиме, и тем самым ухудшить параметры входного устройства. Во-вторых, энергоподвод может использоваться как достаточно эффективное средство для регулирования работы на нерасчетных режимах.

В работе в рамках модели идеального невязкого газа выполнено исследование влияния энергоподвода на ударно-волновую структуру во входном устройстве внешнего сжатия на расчетном режиме работы.

Показано, что энергоподвод в набегающий невозмущенный поток может использоваться для изменения ударно-волновой структуры, возникающей на входе во входное устройство на расчетном режиме работы.

## EXPERIMENTAL OBSERVATION OF NON-PREIONIZED AIRFLOW IN MAGNETIC FIELD

*V.I.Alferov, A.V. Podmazov, V.S.Tikhonov, A.A. Tikhonchuk*

TsAGI, Zhukovsky, Moscow region

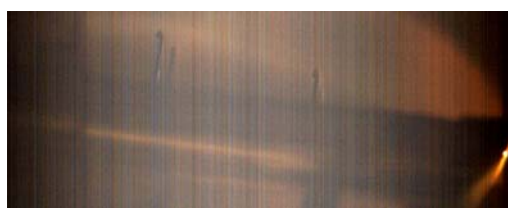
*D.S. Baranov, V.A. Bityurin, A.N. Bocharov, S.S. Bychkov, S.V. Gorjachev*

JIHT RAS, Moscow

Experimental study of the non-equilibrium ionization of high-speed airflow in transversal magnetic field predicted earlier in papers [1,2] and the paper presented at this Conference has been performed at the hypervelocity Wind Tunnel facility of TsAGI. The TsAGI facility operated in this experiment in reduced mode (with no additional MHD acceleration used under nominal conditions) in order to avoid the parasitic influence of the NaK seed on the studied phenomena.



*Fig.1. Flow visualization. Magnetic field OFF.*



*Fig.2. Flow visualization. Magnetic field ON.*

The experimental model described in detail in our previous publications (see [1,2] and references there) is the flat «thick» plate of about A4 format of ~ 15 mm thickness. The oval magnetic system coil is located inside the plate. At the typical value of the half-period sinusoidal current pulse of 3 kA the magnetic induction at the plate surface reaches ~ 0.7 T. The model is located in the flow under angle of attack of 10°. The upwind plate surface is equipped with segmented electrodes used in this experiment for potential measurements only. The most interesting region of the flow predicted in the theoretical studies is located at the suction backwind plate surface and this region was the main object of the fast visualization with the VS Fast camera.

In this experimental series the luminosity recorded at the suction flow region at the moment of magnetic field pulse (pulse duration ~ 2 msec) and also during the next 3-4 msec as decaying object with no change of location (see Fig.1, Fig.2).

The potential measurement recorded the potential pulse well correlated in time with magnetic field pulse.

The results of this series correlate well with the first observation made in last December (see [2]) and will be analyzed later to compare with the theoretical evaluation.

## References

1. V.A.Bityurin, A.N.Bocharov, MHD Parachute in ReEntry Flight. Induced Electric Field Effects in Hypersonic MHD Flow, In: 2nd International ARA Days, October 20-22, 2008, Arcachon, France
2. V.A.Bityurin, A.N.Bocharov, N.A.Popov, Non-Equilibrium Effects in MHD Parachute Concept (Induced Electric Field Effects), In: 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 5-8 January 2009, Orlando, Florida, AIAA Paper- 2009-1230

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ НАБЛЮДЕНИЕ ВОЗДУШНОГО ПОТОКА В МАГНИТНОМ ПОЛЕ

*Алферов В.И., Подмазов А.В., Тихонов В.С., Тихончук А.А.*

ЦАГИ, Жуковский, Московская обл.

*Баранов Д.С., Битюрин В.А. Бочаров А.Н., Бычков С.С., Горячев С.В.*

ОИВТ РАН, Москва

На гиперзвуковой аэродинамической трубе ЦАГИ исследовалась неравновесная ионизация, ранее предсказанная в работах [1,2], от взаимодействия потока воздуха с моделью, содержащей электромагнит. Модель представляла собой плоскую пластину соответствующую формату А4, толщиной 1,5 см. Передняя кромка модели заострена. Внутри модели располагалась овальная катушка. При токе в катушке 3 кА на поверхности модели создавалось магнитное поле  $\sim 0,7$  Тл. Модель была наклонена к оси потока на угол 10 градусов, так что передняя кромка опущена вниз. Поток воздуха на нижней плоскости модели создавал застойную зону. С помощью скоростной видеокамеры VS Fast велось наблюдение за моделью (рис.1). Обнаружено, что в момент включения тока на нижней поверхности модели и на небольшом отдалении от нее появляется свечение (рис.2). Свечение наблюдается и в течении  $\sim 0,010$  с после выключения тока в катушке. Эффекта сноса светящейся области потоком воздуха не наблюдается.

На верхней плоскости модели располагались две пары электродов (зондов) в виде штырьков. Нагрузочное сопротивление 1 кОм соединяло каждую пару электродов. Во время включения магнитного поля на нагрузочном сопротивлении наводилась ЭДС. которая коррелировала с током в катушке.

## RESEARCH OF THE EROSIONAL DISCHARGE IN SUPERSONIC STREAM OF ELECTROLYTE DROPS IN AIR FOR THE PURPOSE OF BURNING STABILIZATION OF KEROSENE IN THE JET ENGINE.

*<sup>1</sup>Bityurin V.A., <sup>2</sup>Bykov A.A., <sup>1,3</sup>Velikodny V.Ju., <sup>3</sup>Samuolis I.A.*

<sup>1</sup>United institute of high temperatures of RAS, Moscow

<sup>2</sup>Moscow institute of physics and technology, Moscow

<sup>3</sup>Institute of applied mechanics of RAS, Moscow

One of not solved scientifically - technical problems is creation direct flow jet engine. To achieve cruiser regime of flying with the direct-flow engine (6 Mach) it is necessary to use liquid jets because of low air temperature in the combustion chamber. Authors suggest for burning stabilization of kerosene in the direct-flow engine to use the erosive discharge in a supersonic stream of electrolyte and kerosene drops and air. For modeling of the discharge experimental stand has been created (Fig. 1). Air stream is accelerated to  $M = 1,7$ , and then salty water is sprayed. Diameter of drops are equal 0.5 - 1 microns. In a stream the erosive



discharge is created. For this purpose wax was put on the anode. Distance between electrodes is equal 10 mm. Critical voltage is 1.5-2 kV, a current under given parameters achieve 1,7 A. The category leaves from the electrodes on 25-30 centimeters (Fig. 2) that confirms possibility of increase temperature of gas in considerable volume for burning maintenance.

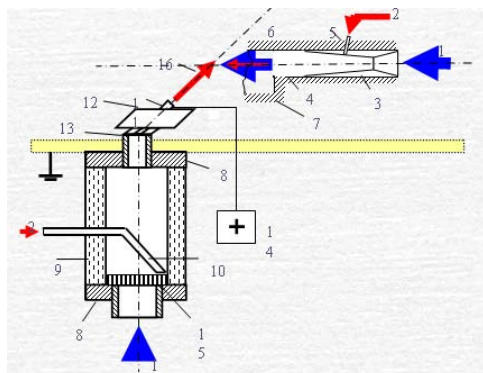


Fig. 1. Scheme of stand.

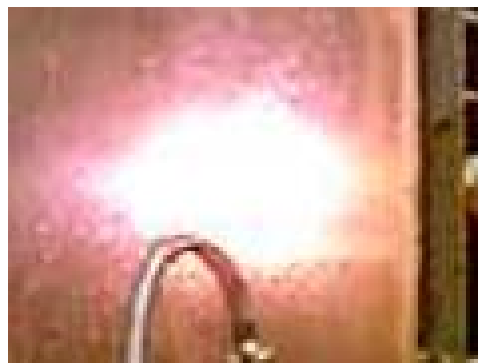


Fig. 2. Area of discharge.

## ИССЛЕДОВАНИЕ ЭРОЗИОННОГО РАЗРЯДА В СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРУЕ ВЗВЕСИ ЭЛЕКТРОЛИТА В ВОЗДУХЕ С ЦЕЛЬЮ СТАБИЛИЗАЦИИ ГОРЕНИЯ КЕРОСИНА В ПРЯМОТОЧНОМ РЕАКТИВНОМ ДВИГАТЕЛЕ.

<sup>1</sup>Битюрин В.А., <sup>2</sup>Быков А.А., <sup>1,3</sup>Великодный В.Ю., <sup>3</sup>Самуолис И.А.

<sup>1</sup>Объединенный институт высоких температур РАН, Москва

<sup>2</sup>Московский физико-технический институт (государственный университет), Москва

<sup>3</sup>Институт прикладной механики РАН, Москва

Одной из не решенных научно - технических проблем является создание широкодиапазонного воздушно – реактивного двигателя. Для вывода летательных аппаратов с прямоточным двигателем на крейсерский режим полета используются либо жидкостные, либо твердотопливные реактивные ускорители, так как прямоточные двигатели неэффективны режимах полета с  $M=3-5$  из-за низкой температуры воздуха в камере сгорания. Авторами предлагается для стабилизации горения керосина в прямоточном двигателе использовать эрозионный разряд в сверхзвуковом потоке взвеси капель керосина и электролита в воздухе. Для моделирования горения разряда «в холодном режиме» была создана экспериментальная установка (см. рис. 1, ее схема). В ней поток воздуха ускоряется до скорости, соответствующей  $M=1,7$ , и затем распыляется соленая вода. Таким образом, получается газовзвесь с диаметром капелек 0,5-1 мкм. В потоке реализуется эрозионный разряд. Для этого на анод наносился воск. Расстояние между электродами 10 мм. Напряжение пробоя 1,5 -2 кВ, сила тока 1,7 А. При данных параметрах разряд занимал большой объем и выносился за разрядный промежуток на 25-30 см (см. Рис. 2), что подтверждает возможность повышения температуры газа в значительном объеме для поддержания горения.

## EXTRA HEAT ENERGY RELEASE AND NEW CHEMICAL ELEMENTS CREATION IN VORTEX AL-H<sub>2</sub>O PLASMOID REACTOR

*A.I. Klimov, A.V. Grigorenko, A.A. Tsymbal, I.A. Moralev, B.N. Tolkunov*

Joint Institute of High Temperature RAS, [klimov@ihed.ras.ru](mailto:klimov@ihed.ras.ru)

Experimental study is carried out in Al-H<sub>2</sub>O chemical plasmoid reactor. Physical properties of vortex plasmoid created by capacity coupled HF electric discharge are studied in this work. This study is continuation of the previous one [1]. Swirl argon flow is created in this reactor. Capacity coupled HF discharge ( $N_d < 2$  kW,  $F_{HF} = 0,1-2$  MHz, modulation frequency  $F_M < 10$  kHz) is created in quartz chamber of this reactor also. This chamber is filled by water (its volume is about 1/3 of total reactor's volume). HF plasma parameters are the following: -  $T_g \sim 3000$ K,  $T_v \sim 4000$ K,  $N_e \sim 10^{14}$  cm<sup>-3</sup>. Aluminum powder  $\mu$ - diameter is injected through HF electrode. Mass flow rate of aluminum powder is measured. Chemical analysis of the final chemical species in this reactor is measured by different diagnostic instrumentation. It is revealed that there is extra heat energy release in this plasmoid reactor at water and argon injection only (at aluminum injection off). The maximal value of extra energy release is about 160%. Its value is depended on argon vortex parameters namely. New chemical elements are created by HF plasmoid in this reactor also. It is important to note that these elements are not determined in the initial water and aluminum powder.

1. Климов А.И., Гавритенков А.Д., Моралев И.А. и др., Появление новых химических элементов над поверхностью воды, Труды РКХТЯХЭ и ШИМ, 2008, Дагомыс, 15с.

## ВЫДЕЛЕНИЕ ДОПОЛНИТЕЛЬНОЙ ТЕПЛОВОЙ ЭНЕРГИИ И ПОЯВЛЕНИЕ НОВЫХ ХИМИЧЕСКИХ ЭЛЕМЕНТОВ В ВИХРЕВОМ AL-H<sub>2</sub>O ПЛАЗМОИДНОМ РЕАКТОРЕ

*А.И. Климов, А.В. Григоренко, А.А. Цымбал, И.А. Моралев,  
Б.Н. Толкунов, Л.Б. Поляков*

Объединенный институт высоких температур РАН, [klimov@ihed.ras.ru](mailto:klimov@ihed.ras.ru)

В настоящей работе были проведены экспериментальные исследования физических процессов в вихревом Al-H<sub>2</sub>O плазмодном реакторе. Эта работа является продолжением исследований, начатых в [1]. Вихревой поток в реакторе создавался предварительно сжатым аргоном. ВЧ разряд емкостного типа ( $N_{HF} < 2$  кВт,  $F_{HF} = 0,1-2$  МГц, частота модуляции менее 10 кГц) создавался в кварцевом сосуде, наполненном на одну треть водой. Параметры ВЧ плазмы были следующими (газовая температура  $T_g \sim 3000$ K, колебательная температура  $T_v \sim 4000$ K, электронная концентрация  $N_e \sim 10^{14}$  см<sup>-3</sup>). Алюминиевый порошок микронных размеров подавался через ВЧ электрод. Расход порошка контролировался. Анализ выходных продуктов анализировался. Обнаружено, что в таком реакторе имеется дополнительный выход тепловой энергии в режиме загрузки реактора водой и использования потока аргона или воздуха (без подачи алюминиевого порошка). Показано, что коэффициент избытка тепловой энергии может достигать без подачи алюминиевого порошка  $\sim 160\%$  и зависит от параметров вихря. В выходных продуктах реактора обнаружены новые химические элементы, не содержащиеся в начальных продуктах, используемых в этом реакторе.

## STUDY OF INTERACTION OF LONG-LIVED PLASMA-CHEMICAL FORMATIONS WITH EXTERNAL EM RADIATION

*Kutlaliyev V.A., Klimov A.I., Moralev I.A., Tolkunov B.N.*

JIHT RAS, Moscow, Russia

*Shibkov V.M., Yershov A.P., Surkont O.S.*

MSU, Moscow, Russia

Main task of this work is a study of interaction of long-lived plasma-chemical formations (LPCF) with external EM Radiation.

New plasma generations of LPCF and their power supplies were designed and elaborated. LPCF parameters were measured in cold airflow and hot exhaust combustion gas flow ( $T = 1000^{\circ}\text{C}$ ) by diagnostic instrumentation. It is revealed that LPCF can decrease external MW radiation ( $\lambda \sim 1 \text{ cm}$ ) considerably (up to 100%). Maximal electron concentration inside LPCF is about  $10^{14} \text{ cm}^{-3}$ . Gas temperature inside LPCF is about 3000 K.

## ИЗУЧЕНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ДОЛГОЖИВУЩИХ ПЛАЗМО-ХИМИЧЕСКИХ ОБРАЗОВАНИЙ С ВНЕШНИМ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫМ ИЗЛУЧЕНИЕМ

*Кутлалиев В.А., Климов А.И., Моралев И.А., Толкунов Б.Н.*

ОИВТ РАН

*Шибков В.М., Еришов А.П., Сурконт О.С.*

МГУ им. М.В. Ломоносова

Целью настоящей работы является изучение взаимодействия долгоживущих плазмо-химических образований (ДПХО) с внешним электромагнитным излучением.

В процессе работы были разработаны и изготовлены новые плазмогенераторы ДПХО, включая их источники электропитания. Были определены параметры ДПХО с помощью диагностической аппаратуры в холодном воздушном потоке и в горячем газовом потоке продуктов сгорания углеводородного топлива с температурой до  $T = 1000^{\circ}\text{C}$ . Экспериментальные лабораторные исследования показали, что созданные ДПХО могут эффективно (до 100 %) ослаблять СВЧ излучение на длине волны порядка 1 см. Максимальная электронная концентрация в ДПХО, измеренная с помощью электрических зондов, составляет  $10^{14} \text{ см}^{-3}$ . Газовая температура в ДПХО может достигать 3000 K.